

# 电子工业技术词典

导 航

国防工业出版社

R  
73.6072  
174.2

# 电子工业技术词典

## 导 航

《电子工业技术词典》编辑委员会 编

31528/52



## 内 容 简 介

《电子工业技术词典》是在一九六四年出版的《无线电工业技术词典》(试用本)的基础上作了较大修改和增补而编写的。本《词典》是一本为广大工农兵和干部提供的深入浅出、简明实用的工具书。它也可供从事某个具体专业的科技人员在了解电子工业整个领域的全貌、扩大知识面时参考。

本《词典》共有三十四章。正文中各词汇后附有英文对照,书末附有英文索引,合订本中还附有汉字笔画索引。在出版合订本之前,将先分册出版。各分册所包括的章节内容和出版先后次序,将视具体情况而定。

本分册是《词典》第十九章导航的内容,它包括:测向、测距;双曲线导航;飞机着陆引导;空中交通管制;河港导航;雷达导航;组合导航;其它导航等十二节。

## 电子工业技术词典

### 导 航

《电子工业技术词典》编辑委员会 编

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业登记证出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092 $\frac{1}{16}$  印张8 $\frac{1}{4}$  183千字

1976年2月第一版 1976年2月第一次印刷 印数:00,001—15,000册

统一书号:17034·29-3 定价:0.89元

## 前 言

《电子工业技术词典》是在无产阶级文化大革命伟大胜利的鼓舞下，在学习无产阶级专政理论的热潮中，在电子工业发展的新形势下出版的。它是在一九六四年出版的《无线电工业技术词典》（试用本）的基础上编写的。

原《词典》自发行以来，曾受到广大读者的欢迎，为宣传、普及、推广电子技术知识起了一定的作用。十多年来，在毛主席革命路线的指引下，我国电子工业已有很大的发展，生产规模不断扩大，技术水平迅速提高，技术队伍日益壮大，电子技术的推广应用已引起国民经济各部门的重视，并在社会主义革命和社会主义建设中发挥出作用。目前，电子工业已成为国民经济的一个组成部分，电子工业战线的广大职工正在为实现第四届全国人民代表大会提出的宏伟目标而努力奋斗。为适应这一大好形势，更好地为无产阶级政治服务，为工农兵服务，为社会主义服务，我们对原《词典》进行了一次较大的修改和增补。内容力求反映七十年代电子技术的水平，释文尽量做到简明、通俗。目的是为了向要求对电子工业技术有一般常识的广大工农兵和干部提供一本实用的工具书；同时也可供从事某个具体专业的科技人员在了解电子工业整个领域的全貌和扩大知识面时参考。

本《词典》共分三十四章。其目录如下：一、电工基础；二、基本电子线路；三、网络分析与综合；四、电波传播与天线；五、信息论；六、阻容元件；七、厚薄膜电路；八、磁性材料与器件；九、电子陶瓷与电压、铁电晶体；十、机电组件；十一、电线与电缆；十二、电子管；十三、半导体；十四、电源；十五、其它元器件；十六、通信；十七、广播与电视；十八、雷达；十九、导航；二十、自动控制与遥控、遥测；二十一、电子对抗；二十二、电子计算机；二十三、系统工程；二十四、电子技术的其它应用；二十五、微波技术；二十六、显示技术；二十七、红外技术；二十八、激光技术；二十九、电声；三十、超声；三十一、声纳；三十二、专用工艺设备与净化技术；三十三、电子测量技术与设

备；三十四、可靠性。各章之间既有联系，又自成系统。正文前有章节和词汇目录，正文中各词汇后附有英文对照，最后附有汉字笔画索引与英文索引。本《词典》将先分册出版，各分册所包含的章节内容和出版先后次序将视具体情况而定。各分册无汉字笔画索引。

本《词典》的编写工作，自始至终是在毛主席革命路线的指引下，在党的领导下进行的。贯彻了独立自主，自力更生的伟大方针，坚持了群众路线，实行了工人、干部、科技人员和生产、科研、教学三个结合，以及理论联系实际的原则。《电子工业技术词典》本身就是广大群众集体智慧的结晶。它的编写过程也反映了无产阶级文化大革命后我国出版战线上的新气象。

由于我们水平有限，加上时间仓促，本《词典》中错误及不妥之处在所难免，恳请广大读者及时批评指正。

《电子工业技术词典》编辑委员会

一九七五年十月一日

# 目 录

## 一、导 航

导航	19—1
----	------

## 二、导航基础知识

导航元素	19—5	位置坐标转换	19—7
航迹	19—5	最大概率位置计算	19—7
航线	19—5	航线计算	19—8
大圆航线	19—5	模拟式导航设备	19—8
恒向航线	19—5	数字式导航设备	19—8
真航向	19—5	计算机式导航设备	19—8
磁航向	19—5	几何位置线	19—8
航向角	19—5	位置线交角	19—9
航迹角	19—5	测向系统	19—9
飞机(或舰船)方位	19—5	测距系统	19—9
飞机(或舰船)磁方位	19—6	测向-测距系统	19—10
电台航向	19—6	双曲线系统	19—10
电台方位	19—6	椭圆-双曲线系统	19—10
电台磁方位	19—6	圆-双曲线系统	19—10
空速	19—6	信号格式	19—11
地速	19—6	多频发射	19—11
偏流角	19—6	相干载波	19—11
航行速度三角形(导航三角形)	19—6	脉冲包络	19—11
绝对高度	19—6	导出包络	19—11
相对高度	19—6	采样点	19—11
真实高度	19—6	多脉冲发射	19—12
航位推算法	19—7	测距码	19—12
无线电定位法	19—7	脉相系统	19—12
自备式导航	19—7	频率分割制	19—12
他备式导航	19—7	时间分割制	19—12
航位推算算法	19—7	信号周期	19—12

## 三、导航精度和作用距离

电波传播	19—13	地波	19—13
------	-------	----	-------

直达波·····	19—13	概率误差·····	19—16
天波·····	19—13	最大误差·····	19—16
波导模·····	19—13	位置线误差·····	19—16
激励因子·····	19—13	位置线梯度·····	19—16
相位梯形·····	19—14	定位误差·····	19—17
二次相位因子·····	19—14	定位重复误差·····	19—17
差频相位延迟·····	19—14	误差椭圆·····	19—17
入水深度·····	19—14	误差场·····	19—17
混合路径·····	19—14	定位均方根误差·····	19—17
天波时延·····	19—14	误差圆半径·····	19—17
多模干扰·····	19—14	概率误差圆·····	19—17
模转换干扰·····	19—15	几何因子·····	19—17
二次辐射效应·····	19—15	等精度曲线·····	19—18
极化效应·····	19—15	作用距离·····	19—18
方向效应·····	19—15	工作区·····	19—18
传播误差·····	19—15	地波作用距离·····	19—18
导航误差·····	19—15	天波作用距离·····	19—18
系统误差·····	19—16	测向导航系统工作区·····	19—18
随机误差·····	19—16	测距导航系统工作区·····	19—18
平均误差·····	19—16	双曲线导航系统工作区·····	19—19
均方根误差·····	19—16		

#### 四、测向、测距系统

测向、测距系统·····	19—20	标准伏尔天线·····	19—23
无线电测向·····	19—20	奥尔福德环形天线阵·····	19—23
无线电信标·····	19—20	电扫描伏尔天线阵·····	19—24
环状天线测向器·····	19—20	多卜勒伏尔天线·····	19—24
无线电罗盘·····	19—21	伏尔机载天线·····	19—24
自动测向仪·····	19—21	无线电测距·····	19—24
无线电罗盘自差·····	19—21	测距设备(地美依)·····	19—24
四航道低频无线电信标·····	19—21	询问器·····	19—24
扇形无线电指向标(康索尔)·····	19—21	应答器(地美依)·····	19—25
地面定向机·····	19—22	静寂时间·····	19—25
甚高频全向信标(伏尔)·····	19—22	应答器回答效率·····	19—25
旋转的心脏形方向性图·····	19—23	地美依机载天线·····	19—25
终端伏尔·····	19—23	地美依地面信标天线·····	19—25
多卜勒伏尔·····	19—23	距离测量的频闪效应·····	19—26
精密伏尔·····	19—23	极坐标定位系统·····	19—26

战术空中导航系统(塔康系统).....	19—26	伏塔克.....	19—29
旋转的九瓣方向性图.....	19—26	塔康空对空测距.....	19—29
指北参考脉冲.....	19—27	塔康空对空测向.....	19—29
辅助参考脉冲.....	19—27	逆式塔康.....	19—29
塔康地面信标天线.....	19—27	扇形塔康.....	19—29
塔康天线中心辐射器.....	19—27	区域导航.....	19—29
塔康调制圆筒.....	19—28	区域导航计算机.....	19—30
塔康电扫描天线.....	19—28	区域导航的控制显示.....	19—30
塔康机载天线.....	19—28	自动图像显示.....	19—31
恒定工作周期.....	19—28	全方位指示器.....	19—31
填充脉冲.....	19—28	无线电磁指示器.....	19—31
方位粗测系统.....	19—28	全方位选择器.....	19—31
方位精测系统.....	19—28	向台/背台指示器.....	19—32
顶空盲区.....	19—28	偏离指示器.....	19—32
低空盲区.....	19—29	距离指示器.....	19—32
伏尔/地美依.....	19—29	警旗.....	19—32
伏尔/地美依梯.....	19—29		

## 五、双曲线导航系统

双曲线导航系统.....	19—33	组重复周期.....	19—35
台对.....	19—33	罗兰-C 相位编码.....	19—36
主台.....	19—33	罗兰-C 告警.....	19—36
副台.....	19—33	罗兰-C 发射机.....	19—36
同步.....	19—33	罗兰-C 定时器.....	19—36
同步误差.....	19—33	罗兰-C 接收机.....	19—36
基线.....	19—33	罗兰-A/C 接收机.....	19—36
独立基线.....	19—33	罗兰-C 导航计算机.....	19—36
同步基线.....	19—34	位置坐标转换计算机.....	19—37
台链.....	19—34	坐标转换误差.....	19—37
罗兰.....	19—34	罗兰-C 授时.....	19—37
罗兰-A.....	19—34	零值星历表.....	19—37
标准罗兰.....	19—34	秒脉冲.....	19—37
台对名称.....	19—34	罗兰-C 着陆.....	19—37
罗兰-A 扫描.....	19—34	罗兰通信.....	19—38
罗兰图.....	19—35	罗兰转发(罗尔特).....	19—38
罗兰表.....	19—35	罗兰导弹(罗密斯).....	19—38
罗兰-C.....	19—35	远程和战术导航(罗坦).....	19—38
罗兰-C 脉冲组.....	19—35	罗兰-D.....	19—38



瞬时罗兰·····	19—38	奥米加接收机·····	19—42
背包罗兰·····	19—38	奥米加导航计算机·····	19—44
罗兰-D发射机·····	19—38	铁塔天线·····	19—44
罗兰-C/D接收机·····	19—38	山谷天线·····	19—44
台卡·····	19—38	地网系统·····	19—45
台卡基波频率·····	19—39	甚低频天线的辐射效率·····	19—45
台卡比较频率·····	19—39	甚低频接收天线·····	19—45
台卡计·····	19—39	差奥米加·····	19—45
巷宽·····	19—39	微奥米加·····	19—45
巷识别·····	19—39	阿尔珐奥米加·····	19—46
雷达克斯·····	19—40	高精度定位系统·····	19—46
奥米加实验系统·····	19—40	雷迪斯特·····	19—47
奥米加系统·····	19—40	道朗·····	19—47
奥米加巷识别·····	19—41	哈菲克斯·····	19—47
奥米加信号格式·····	19—41	拉娜·····	19—47
奥米加段同步·····	19—42	斯兰波·····	19—48
奥米加天波修正表·····	19—42		

## 六、卫星导航系统

卫星导航·····	19—49	计算中心·····	19—53
导航卫星·····	19—50	注入站·····	19—53
卫星轨道·····	19—50	时统中心·····	19—53
卫星轨道参数·····	19—51	卫星导航定位设备·····	19—53
轨道高度·····	19—51	多卜勒计数·····	19—53
卫星摄动运动·····	19—51	电离层折射校正·····	19—54
卫星覆盖范围·····	19—51	对流层折射校正·····	19—54
轨道预报·····	19—51	卫星导航接收天线·····	19—54
同步卫星·····	19—52	卫星导航计算机·····	19—54
静止卫星(定点轨道卫星)·····	19—52	卫星测角导航系统·····	19—55
卫星寿命·····	19—52	卫星测距导航系统·····	19—55
卫星通过·····	19—52	卫星测距差导航系统·····	19—55
最接近点·····	19—52	卫星多卜勒导航系统·····	19—55
最接近瞬间·····	19—52	卫星测速系统·····	19—56
星下点·····	19—52	同步卫星导航系统·····	19—56
子轨道·····	19—52	静止卫星导航系统·····	19—56
卫星导航地面站·····	19—52	海军导航卫星系统·····	19—56
卫星跟踪站·····	19—52	子午仪系统·····	19—56
遥测站·····	19—53	星座型卫星导航系统·····	19—56

综合卫星系统	19—57
--------	-------

## 七、飞机着陆引导系统

飞机着陆引导系统	19—59	地面指挥引进系统	19—64
引进和着陆	19—59	机场监视雷达	19—64
决断高度	19—59	精密引进雷达	19—64
跑道视距	19—59	电航迹线	19—65
着陆标准	19—60	微波观察仪	19—65
全天候自动着陆	19—60	平视显示器	19—65
仪表着陆系统	19—60	母舰上着陆	19—65
航向信标	19—60	全天候母舰着陆系统	19—66
航向信标天线	19—61	舰载飞机进场控制系统	19—66
下滑信标	19—61	数据稳定装置	19—67
下滑信标天线	19—62	引进窗口	19—67
指点信标	19—62	自动着陆	19—67
指点信标天线	19—62	自动着陆系统	19—67
微波着陆系统	19—62	拉平计算机	19—68
方位引导单元	19—62	自动驾驶仪耦合器	19—68
仰角引导单元	19—63	无线电高度表	19—68
拉平仰角引导单元	19—63	调频式无线电高度表	19—69
精密测距器	19—63	脉冲调幅式无线电高度表	19—69
数据处理器	19—63	双调频无线电高度表	19—69
微波着陆系统天线	19—63	无线电高度表天线	19—69
波束扫描	19—63	着陆低空高度表天线	19—70
多卜勒扫描	19—63		

## 八、空中交通管制

空中交通管制	19—71	空中交通管制雷达信标系统	19—73
空域划分	19—71	询问模式	19—73
航路	19—71	应答器	19—73
空中交通管制体制	19—71	旁瓣抑制系统	19—74
目视飞行规则	19—72	非同步干扰抑制系统	19—74
仪表飞行规则	19—72	自动过载控制系统	19—74
飞行高度层	19—72	离散地址信标系统	19—75
间隔标准	19—72	同步离散地址信标系统	19—75
空中交通管制电子设备	19—72	人工译码系统	19—75
机场场面监视雷达	19—72	自动译码系统	19—75
航路监视雷达	19—73	空中交通管制中心数据处理设备	19—76

综合动态显示器	19—76	驾驶员告警指示器	19—78
雷达明亮显示器	19—77	空中交通管制系统模拟器	19—78
表格显示器	19—77	空中交通管制系统	19—78
输入设备	19—77	人工空中交通管制系统	19—79
输出设备	19—77	雷达进近管制系统	19—79
宽带雷达情报传输设备	19—77	伏尔斯康系统	19—79
窄带雷达情报传输设备	19—77	自动化空中交通管制系统	19—79
报路传输设备	19—77	国家空域管制系统	19—80
地/空通信设备	19—78	自动雷达终端系统	19—81
机载防撞设备	19—78	航空卫星系统	19—81
时间/频率防撞系统	19—78		

### 九、河港导航系统

河港导航系统	19—83	偏心式平面位置显示器	19—85
海图	19—83	插扫活动标志显示器	19—85
航道	19—83	电视扫描变换显示器	19—85
浮标	19—83	快速照像放映显示设备	19—85
微波航道信标	19—83	实时动态放映显示器	19—85
激光航道标	19—84	雷达信标(雷康)	19—86
港口雷达系统	19—84	舰船停靠系统	19—86
港口雷达	19—84	码头声纳	19—86
遥控雷达	19—85	码头雷达	19—86
宽频带微波视频数据传输设备	19—85	停靠表	19—86

### 十、雷达导航系统

机载导航雷达	19—87	自动地形跟踪系统	19—89
雷达领航	19—88	地形回避雷达	19—90
机载测地雷达	19—88	多卜勒导航	19—90
半自动定位法	19—88	多卜勒导航计算机	19—90
雷达导航地图匹配法	19—88	多卜勒雷达	19—90
前视雷达	19—88	多卜勒效应	19—91
侧视雷达	19—88	多卜勒频率和多卜勒频谱	19—91
合成孔径雷达	19—88	等多卜勒频率线	19—91
机载气象雷达	19—89	直达干扰	19—91
回波等强度线显示	19—89	高度死区效应	19—91
气象穿越	19—89	海洋效应	19—92
气象回避	19—89	简单连续波多卜勒雷达	19—92
间隙面	19—89	脉冲自相干多卜勒雷达	19—92

脉冲相干(间断连续波)多卜勒雷达	19—92	积累误差	19—93
调频连续波多卜勒雷达	19—92	海用导航雷达	19—94
多卜勒导航雷达天线	19—92	江河导航雷达	19—94
天线稳定多卜勒系统	19—92	避碰雷达	19—94
数据稳定多卜勒系统	19—93	相对运动显示	19—95
多卜勒雷达天线的射束配置	19—93	真运动显示	19—95
詹纳斯配置	19—93	船首标志	19—95
频率跟踪器	19—93	活动距标	19—95
地速-偏流角指示器	19—93	活动电子方位标志	19—95
当前位置指示器	19—93	海浪杂波抑制	19—96
多卜勒导航系统误差	19—93	标图仪	19—96

### 十一、其它导航系统

惯性导航系统	19—97	天文导航计算机	19—102
稳定平台	19—97	大气数据中心仪	19—102
液浮陀螺仪	19—97	静压传感器	19—103
静电陀螺仪(电悬陀螺仪、 电真空陀螺仪)	19—98	动压传感器	19—103
陀螺积分加速度计	19—98	真空速解算器	19—103
液浮摆式加速度计	19—99	大气温度解算器	19—104
稳定回路	19—99	静压补偿器	19—104
初始对准	19—99	故障检测与告警	19—104
修正回路	19—99	自动飞行控制	19—104
位置校准	19—100	自动飞行控制系统	19—104
自由方位	19—100	增稳	19—105
惯性导航计算机	19—100	姿态和方位保持	19—105
状态选择器	19—100	空速控制	19—105
控制显示器	19—100	轨迹控制	19—105
捷联式惯性导航系统	19—101	阵风衰减	19—106
天文导航	19—101	地标导航	19—106
单星导航	19—101	灯光导航	19—106
双星导航	19—102	红外线导航	19—106
伺服平台	19—102	激光导航	19—106
天体跟踪器	19—102	地磁导航	19—106
时间标准发生器	19—102	声纳导航	19—107

### 十二、组合导航系统

组合导航	19—108	互补式组合导航	19—109
------	--------	---------	--------

重复式组合导航·····	19—109	多模卡尔曼滤波器·····	19—111
辛纳吉斯蒂克组合导航·····	19—109	组合导航计算机·····	19—111
子系统·····	19—110	多卜勒-惯性组合导航系统·····	19—111
组合模式·····	19—110	罗兰-C-惯性组合导航系统·····	19—111
卡尔曼滤波器·····	19—110	天文-惯性组合导航系统·····	19—112
运动模型·····	19—110	天文-惯性-多卜勒组合导航系统·····	19—112
误差模型·····	19—110	多卜勒-惯性-罗兰组合导航系统·····	19—112
最佳估算值·····	19—110	惯性-奥米加组合导航系统·····	19—113
卡尔曼周期·····	19—111	惯性-奥米加-卫星组合导航系统·····	19—113
开环卡尔曼滤波方程·····	19—111	惯性-雷达-遥控组合导航系统·····	19—113
闭环卡尔曼滤波方程·····	19—111	多功能组合系统·····	19—113

## 一、导 航

### 导航

navigation

导航是引导航行的意思,也就是要精确地确定飞机、舰船等航行体的位置,并引导它们沿着预先指定的航行路线航行。

在我国,导航技术的历史可以追溯得很远。早在古代,黄帝轩辕氏发明了指南针,使军队在迷雾中能辨明方向。又据《瀛涯胜览》载,明代著名航海家郑和七下西洋,远航到红海、亚丁等地,发展了我国与各国的经济贸易关系。这说明我国古代劳动人民在导航方面有着丰富的知识。

导航的任务就是要保证在各种气象条件下,引导飞机和舰船等航行体沿着预先指定的航线航行;引导车辆和人员在丛林、沙漠等特殊环境中行驶;引导飞机起飞和着陆;引导舰船通过狭窄航道和进出港湾以及停靠码头;为提高飞机和舰船的航行安全和效率,对飞机和舰船的活动进行调度,实施交通管制,以防发生碰撞。在军事上,除完成飞机和军舰的一般引导任务外,导航还要能配合完成如武器投射、侦察、巡逻、反潜、空中集合、空中编队、援救等任务。在国民经济中,由于导航具有高精度定位的能力,它还可配合完成如海上石油勘探、海上捕鱼、海洋调查、海道测量、海底电缆铺设、陆上探矿、大地测量、航空测绘以及气象探测等任务。

导航是一门综合性的技术。用于完成导航任务的手段很多,按其作用原理大致可分为:

1. 无线电导航;
2. 惯性导航;
3. 天文导航;
4. 大气数据导航;
5. 地标导航;
6. 灯光导航;
7. 红外线导航;
8. 激光导航;
9. 地磁导航;
10. 声纳导航。

各种导航手段各具特色,与其它导航手段相比,无线电导航的优点是:不受时间、气象条件的限制,随时可以使用;设备较为简单;测量工作迅速;精度和可靠性较高。在某些导航过程中,如在复杂气象条件下和在夜间着陆,无线电导航则是唯一的方法。其主要缺点是易受自然或人为的干扰。在整个导航技术领域无线电导航占有极为重要的地位,目前得到了广泛的应用。

无线电导航原理是建立在无线电波三个基本传播特性的基础上的,即:

1. 无线电波在任何两种媒质的边界面上必然产生反射。
2. 在理想均匀媒质中,无线电波传播是直线传播的。
3. 在理想均匀媒质中,无线电波传播速度是常数。

根据这些性质,在测得其电气参数后,便可获得航行体在平面或空间内的位置。

无线电导航系统种类繁多,大致可分为:

无线电导航系统概况

分 类	系 统 名 称		提出时间	研制时间	目前情况	工作频率(兆赫)	工作原理	说 明
	汉	英						
近程导航系统	罗盘	Radio compass		1912	I	0.1~1.75	振幅式测向	第一个无线电导航设备
	四航道信标	Four course range		1929	IV	0.2~0.4	等信号指示航道	
	奇异	Gee	1937	1940	II	28~85	脉冲双曲线	第一个无线电定位设备
	肖兰	Shoran			II	220~320	脉冲测距	
	台卡	Decca	1937	1944	I	0.07~0.13	相位双曲线	
	伏尔	VOR	1937	1946	I	108~118	振幅式测向	
	地美依	DME			I	960~1215	脉冲测距	
	劳拉克	LORAC		1948	II	2	相位双曲线	
	雷迪斯特	RAYDIST		1949	I	1.6~3.0	相位双曲线	
	塔康	Tacan	1945	1952	I	960~1215	脉冲测距振幅测向	
	拉娜	RANA		1952	II	1.6~2.6	相位双曲线	
	哈菲克斯	HI-FIX		1960	I	1.7~2.0	相位双曲线	
	道朗	TORAN		1965	I	1.6~1.95	相位双曲线	
中程导航系统	罗兰-A	Loran-A	1940	1943	I	1.75~1.95	脉冲双曲线	
	罗兰-B	Loran-B		1945	IV	1.75~1.95	脉冲双曲线	
	天波同步罗兰	SS-Loran		1944	IV	1.75~1.95	脉冲双曲线	
	低频罗兰	LF-Loran		1945	IV	0.18	脉冲双曲线	
	康索尔	Consol		1946	II	0.2~0.5	测向	由索尼发展而来
	罗兰-D	Loran-D		1968	I	0.09~0.11	脉冲双曲线	
远程导航系统	合克垂亚	Decca	1953	1956	IV	0.07~0.13	双曲线、测向	
	耶伐格罗布	Navajo	1946	1954	IV	0.09~0.11	测向	
	法摩	Facon		1954	IV	0.09~0.11	相位测距	
	耶伐依	Navajo		1957	IV	0.09~0.11	测向、双曲线、测距	
	罗兰-C	Loran-C		1957	I	0.09~0.11	脉冲双曲线	由西塔克发展而来
	无线电网	Radio mesh		1960	I	0.09~0.11	相位双曲线	近程用1.6~2.0兆赫 超远程用10~1千赫
超远程导航系统	台尔拉克	Decca		1954	IV	0.010~0.014	相位双曲线	
	奥米加	Omega	1957	1960	I	0.010~0.014	相位双曲线	由雷达克斯发展而来

卫星导航系统	海军卫星系统	NNSS		1954	I	150、400	多卜勒测速	电子仪器发展而来
着陆引导系统	仪表着陆系统	ILS	1928	1939	I	108~118 329~335	等信号直线位置线	
	航向信标							
	下滑信标							
	指点信标							
	地面指挥引进	GCA	1941	1942	I	2600~3950 8200~12400	测向、测距	
	自动地面指挥引进	AGCA	1954	1957	II	2600~3950 8200~12400	测向、测距	
	无线电指挥引进	BLEU			II	1075和3750 × 10 <sup>-6</sup>	等信号直线位置线	
	“贝尔”自动引导着陆	Bell	1956	1960	I	18000~26500	测向、测距	
	“诺布尔”自动引导着陆	REGAL	1957	1960	II	8200~12400	波束编码测角、测距	
	波束扫描自动引导着陆	(S-3)ILS	1959		I	16000	波束编码测角、测距	
空中交通管制	战术着陆引导雷达	TALAR	1961		I	15500	步进扫描、直线位置线	
	微波波束扫描着陆系统	C-SCAN	1966	1966	I	15400~15700		
	微波着陆系统	MLS	1967		I	5850~8200	波束扫描或多卜勒扫描	正在研制中
	雷达	Rapcon	1955	1958	I		雷达系统	
	伏尔斯基	VOLSCAN		1956	I		雷达、计算机系统	
	塔隆数据传递系统	Tacan data-link		1957	IV		导航、计算机系统	
	萨特柯	Satco	1960		I		雷达、计算机系统	
	国家空域管制系统	NAS		1970	I		雷达、计算机系统	
	自动化雷达终端系统	ARTS-II		1970	I		雷达、计算机系统	
	多卜勒导航雷达	Doppler navigation radar	1945	1954	I	8000~10000 13500	多卜勒测速	

注:“目前情况”中, I—广泛使用, II—使用, III—很少使用, IV—停止发展。



1. 按作用距离和完成任务的不同可分为:

1) 近程导航(飞机约为100~500公里;舰船约为50~100海里);

2) 中程导航(飞机约为500~1000公里;舰船约为300~600海里);

3) 远程导航(飞机约为2000~3000公里;舰船约为1500海里);

4) 超远程导航(均大于10000公里);

5) 着陆引导;

6) 河港导航;

7) 空中交通管制。

2. 按提供位置线的形式可分为:

1) 测向系统(亦叫测角系统);

2) 测距系统(亦叫圆系统);

3) 测距差系统(亦叫双曲线系统);

4) 测距和系统(亦叫椭圆系统);

5) 混合系统(如测向/测距系统;圆/双曲线系统;椭圆/双曲线系统)。

3. 按测量电信号的不同参量可分为:

1) 振幅式无线电导航系统;

2) 频率式无线电导航系统;

3) 相位式无线电导航系统;

4) 脉冲式无线电导航系统;

5) 混合式(如脉冲/相位)无线电导航系统。

4. 按系统中有无地面设备可分为:

1) 他备式导航系统(亦称地面基准式导航系统);

2) 自备式导航系统(亦称自主式导航系统)。

无线电导航是一种无线电应用技术。由于导航任务的复杂性和多样化,因此它应用了各种电子技术,占用了很宽的频率范围,低至10千赫,高达24千兆赫。

无线电导航与雷达、通信、计算机、显示等技术有着极为密切的联系。例如雷达本身就是无线电导航中的一个重要组成部分,而计算机在导航中则获得了极为广泛的应用。

现在几乎每一种无线电导航系统都离不开电子数字计算机,如自备式导航系统中的航位推算、航线计算,他备式导航系统中的信号检测、跟踪控制、测量显示、数据处理、坐标转换等都是由计算机来完成的。

在无线电导航中,为引导飞机、舰船等作超远程和水下航行,采用了超长波段,为确保导航信息的准确、可靠,还必须研究该波段的电波传播速度和其变化规律与稳定性、相位结构以及透过各种媒介质界面时的折射、反射等情况。

通常,无线电导航设备必须为日夜航行的各种类型的飞机和舰船等航行体提供导航定位信息,因此,要求他备式系统的地面台长期、稳定、可靠地工作,并能提供足够准确的导航数据、足够大的作用距离以及较大的工作容量,还具有抗各种工业、大气干扰与敌方干扰等的能力。

无线电导航设备系统性很强,由于它的使用对象复杂,既可军用,又可民用,因此就涉及到各军兵种的装备体制和国民经济的许多部门。而一些国际航线上航行的飞机与舰船所用的导航设备还需与国际上采用的标准一致,因而导航系统的体制极为重要。

当前,国际上在航空航海方面所用的导航系统或设备见附表。

无线电导航技术的发展方向是:

一、实现设备的微小型化、数字化和全自动化。

二、采用多模多功能的组合体制。这种多路传感器、多模工作方式采用数字式中心计算机和卡尔曼滤波技术的组合体制,具有多功能、适应性强和可靠性高等优点。

三、实现具有全球覆盖、全天候、高精度和适于各种用户等优点的卫星导航系统。

四、综合利用。实现除完成导航任务外,还能完成通信、监视、武器制导、授时等任务的无线电导航系统。

## 二、导航基础知识

### 导航元素

navigation elements

与航行体的引导和定位有关的最基本数据称为导航元素。

### 航迹

trace of aircraft and ship

空间航行中, 航行体(飞机、宇宙飞行器)重心在空间运动的轨迹以及舰船在海上航行运动的轨迹都叫航迹。

### 航线

course line

空间航行体的航迹在地面的投影称为航线。对舰船而言, 航迹即航线。

### 大圆航线

course line of great circle

把地球看作一个球体, 通过地面上任意两点 and 地心作一平面, 平面与地球表面相交得到的圆周称为大圆。两点之间的大圆弧线是两点在地面上的最短距离。沿着这一段大圆弧线航行时的航线称为大圆航线。由于大圆航线是两点之间的最短航线, 故有时称为最经济航线。

### 恒向航线

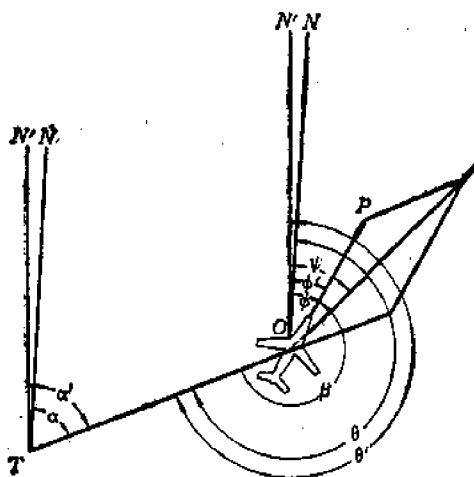
constant course line

航行中保持航向不变得到的航线称为恒向航线, 它与所有的子午线(经线)以同样的角度相交。恒向航线的航程较大圆航线长, 但在航行中使用很方便。实际航行中, 当航程不太长时, 直接采用恒向航线; 当航程很长(越洋航行)时, 可以把大圆航线划为若干段, 在每一段上沿一条恒向航线航行。

### 真航向

true heading; true course

飞机(或舰船)的北向  $ON$  与其纵轴向  $OP$  之间顺时针方向的夹角  $\phi$  称为飞机(或舰船)的真航向(见图)。



真航向、航向角、飞机方位、  
电台方位与航向等示意图

### 磁航向

magnetic headings; magnetic course

飞机(或舰船)的磁北向  $ON'$  与其纵轴向  $OP$  之间顺时针方向的夹角  $\phi'$  称为飞机(或舰船)的磁航向(见上图)。

### 航向角

azimuth angle

飞机飞行时, 机身纵轴  $OP$  与飞机和某一地标点(一般为导航台)的连线  $OT$  之间夹角的水平投影称为航向角(见上图中  $\beta$ )。

### 航迹角

course angle

地速方向与正北方向之间的夹角(见上图中  $\psi$ ), 称为航迹角。

### 飞机(或舰船)方位

bearing of aircraft (or ship)

无线电导航台所在位置  $T$  的北向  $TN$  与飞机(或舰船)的方向  $TO$  之间顺时针方向的夹角  $\alpha$  称为飞机(或舰船)方位(见上图)。

#### 飞机(或舰船)磁方位

magnetic bearing of aircraft (or ship)

无线电导航台所在位置  $T$  的磁北向  $TN'$  与飞机(或舰船)的方向  $TO$  之间顺时针方向的夹角  $\alpha'$  称为飞机(或舰船)磁方位(见上图)。

#### 电台航向

heading of station

飞机的纵轴  $OP$  与无线电导航台方向  $OT$  之间顺时针方向的夹角  $\beta$  称为电台航向, 有时亦称为无线电航向(见上图)。

#### 电台方位

bearing of station

飞机(或舰船)所在位置  $O$  的北向  $ON$  与无线电导航台  $T$  的方向  $OT$  之间顺时针方向的夹角的水平投影  $\theta$  称为电台方位(见上图)。

#### 电台磁方位

magnetic bearing of station

飞机(或舰船)所在位置  $O$  的磁北向  $ON'$  与无线电导航台  $T$  的方向  $OT$  之间顺时针方向的夹角的水平投影  $\theta'$  称为电台磁方位(见上图)。

#### 空速

air velocity

飞机对于空气来说的运动速度, 其方向为飞机机身纵轴的方向(见下图中  $\vec{V}_a$ )。

#### 地速

ground velocity

飞机飞行时在大地图面上的速度, 地速的方向就是该点航线的方向(见下图中  $\vec{V}_D$ )。

#### 偏流角

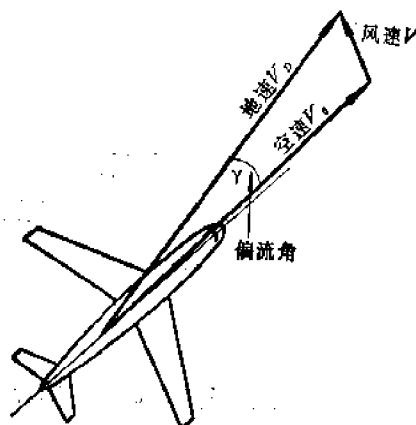
drift angle

飞机飞行时在大地图面上机身纵轴方向和地速方向之间的夹角(见下图中  $\gamma$ )。

#### 航行速度三角形(导航三角形)

forward velocity triangle; navigational triangle

运动体航行中, 由于气流的作用, 其空速矢量  $\vec{V}_a$  和地速矢量  $\vec{V}_D$  是不等的, 它们与气流的流速矢量  $\vec{V}$  有简单的矢量三角形关系(见图), 称此为航行速度三角形。

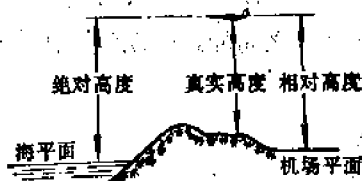


航行速度三角形(导航三角形)

#### 绝对高度

absolute altitude

以海平面为标准(从海平面起算)的高度, 如图所示。可用气压高度表测量。



飞机飞行高度图

#### 相对高度

relative altitude

从任一选定的平面(通常是起飞或降落机场的地面)起算的高度(见上图)。可用气压高度表测量。

#### 真实高度

true altitude

以地面为标准（从地面起算）的高度（见上图）。可用无线电高度表测量。

### 航位推算法

dead reckoning

航位推算法即推测航位法，是最基本的导航方法之一。它是从一个已知点的坐标位置开始，根据运动体在该点的航向、航速和时间来推算出下一点的位置的一种定位方法。常用的航位推算法是利用电、磁罗经、空速表、计程仪、航钟和航空钟等靠人工进行图上作业。惯性导航、多卜勒雷达导航、声纳多卜勒也是用测量速度（加速度）对时间的积分和航向数据来实现导航的。

### 无线电定位法

radio position fixing

在地球表面（包括外层空间）建立若干个导航台，利用电波传播特性在测出其电气参数后，可测出运动体相对于导航台的几何参量，从而建立若干位置线，根据两条位置线的交点来确定运动体位置的方法，称为平面定位法。飞机在空间的位置则需再测出其高度方可。

根据位置线的形式可有各种定位系统，常有测向系统、测距系统、测向-测距系统、双曲线系统、椭圆-双曲线系统、圆-双曲线系统等。

### 自备式导航

self-aid navigation

又称自主式导航。导航数据完全依靠航行体内的导航设备来取得，多数采用航位推算原理工作。它的工作是独立、自主的，不需要任何地面设备，因而不受干扰和破坏，不受航行地域的限制，可靠性较高。其缺点是设备较为复杂，某些设备的导航误差随时间积累。常用的自备式导航有惯性导航、多卜勒雷达导航等。

### 他备式导航

ground-based navigation

又称地面基准式导航。导航数据是由航行体内的导航设备依靠外部的基准导航台来取得。他备式导航中航行体所载的导航设备较为简单且易于取得较高的定位精度。如各种双曲线导航及卫星导航等。

### 航位推算计算法

dead-reckoning calculation

是一种导航定位的计算方法。在自备式导航系统中，定位的方法是根据前一时刻航行体所在的位置，以及应用自备式导航设备所测得的航行体运动的距离和航向，推算出下一时刻航行体所在的位置，这就是航位推算法。在航位推算中所进行的数学运算为航位推算计算。

### 位置坐标转换

position-fix transformation

在他备式导航系统中，所得到的航行体位置，是以地面导航台为参考点的坐标系中的位置数据。例如，在极坐标系中，得到的是以导航台为原点的极坐标系中的角度和距离数据。在双曲线系统中，得到的是以导航台为焦点的双曲线坐标系中的双曲线位置线数据。而在导航业务中常常需要将这些在不同坐标系中的位置坐标数据转换成经纬度数据，这种转换称为位置坐标转换。

### 最大概率位置计算

most-probable position calculation

在组合式导航系统中，每一种导航子系统（塔康、伏尔-地美依、罗兰、奥米加、多卜勒、惯性等）都可以得到一个位置坐标。根据它们各自的误差分布规律的某些统计参量，将不同系统得到的位置坐标，应用一定的数学方法（比如加权二乘法）最终得出航行体的单一位置坐标，使这一位置坐标，在某种意义上（比如使误差的平方和为最小）对于真实位置坐标的概率为最大，这种数学计算称为最大概率位置计算。实际上，卡尔曼滤波的最佳位置估算法，也是一种最大概

率计算方法(这时,误差的方差为最小)。

### 航线计算

course-line calculation

航线计算用于计算飞行器到达目标、基地、校准点或无线电信标的距离和方位。它是根据导航系统所得到的最大概率位置,应用一定的数学运算,得出到达某一确定点(通常为目的地)的距离和方位。航线计算通常是用计算机来完成的,并将计算结果送至显示器和自动驾驶仪。

### 模拟式导航设备

analogous navigation set

导航信息通常是一种在时间上或振幅上连续变化的物理量(模拟量)。如果对模拟量的加工处理、变换显示都是用模拟技术来实现的导航设备称之为模拟式导航设备。

这种设备一般采用机械调谐或人工视觉显示的方法捕获信号,用机电式伺服装置跟踪信号,并以数轮显示读数,因此它的操作是半自动的。

模拟式导航设备在六十年代广泛应用,随着数字化技术的发展,它日益被数字式导航设备所取代。但是,模拟式导航设备并不会完全淘汰,因为它用的元件少、设备简单、成本较低,在有些不需要精度很高的场合,为了充分发挥人的因素,有时利用模拟操作反为有利。

### 数字式导航设备

digital navigation set

对导航信息的加工、数据处理、自动控制都是用数字技术来实现的导航设备称之为数字式导航设备。

导航设备数字化之后,模拟设备中的齿轮、马达、同步机等机电装置全部用数字电路来取代,因此它消除了可动元件,提高了导航设备的可靠性和便于实现设备的微小型化。数字电路没有零点漂移,设备不需要经常调整。数字信号便于加工和多次传递不引

入误差,因而设备准确度高。

随着集成电路的发展,数字部件的体积、重量、功耗和成本日益减少,必将越来越广泛地实现无线电导航设备的数字化。

### 计算机式导航设备

computerized navigation set

它是数字式导航设备的更高发展阶段,它不仅把若干数字电路应用于导航设备之中,而且是用一部完整的专用电子数字计算机完成导航信息的加工、数据处理或控制功能。

计算机式导航设备必须具备一个将模拟量变换为数字量的接口装置——模/数转换器,把导航设备的前端部分与计算机连接起来。

计算机式导航设备计算能力强,能完成各种复杂的运算和操作,实现导航系统的最佳控制、最佳滤波和自适应,以满足运动体机动和低信噪比下自动捕获信号和准确跟踪的要求。

导航设备的计算机化,能促使该设备提供的导航数据与其他导航数据的最佳组合或是其他系统的组合,以提高系统的性能。

随着电子计算机可靠性的不断提高,体积、重量和成本的日益下降,计算机式的导航设备是大有发展前途的。

### 几何位置线

geometric position line

利用无线电台发出的无线电波的几个基本特性,通过测量时间、相位、幅度、频率确定出基本的导航参数:角度、距离、距离差、距离和等,从而建立运动目标与电台的相对位置关系。某种几何参数相等的点的轨迹就叫几何位置线。最常见的位置线有直线、圆、双曲线、椭圆等,如图所示。

从导航点 $A$ 测量运动点 $M$ 的方位 $\alpha_M$ , $AM$ 为等方位角线,是一直线位置线(图1)。具有不同方位角的位置线是一通过导航点的

辐射形直线簇。

从运动点 $M$ 测量到导航点 $A$ 的距离 $R$ ,  $R$ 为常数的等距离线是一圆位置线(图2)。具有不同距离的位置线是一组以导航点为中心的圆簇。

从运动点 $M$ 测量到两个导航点 $A$ 、 $B$ 的距离差 $R_p$ ,  $R_p$ 为常数的等距离差线是一双曲线位置线(图3)。具有不同距离差的位置线是一组以两导航点为焦点的共焦双曲线簇。

从运动点 $M$ 测量到两个导航点 $A$ 、 $B$ 的距离和 $R_s$ ,  $R_s$ 为常数的等距离和线是一椭圆位置线(图4)。具有不同距离和的位置线是一组以两导航点为焦点的共焦椭圆簇。

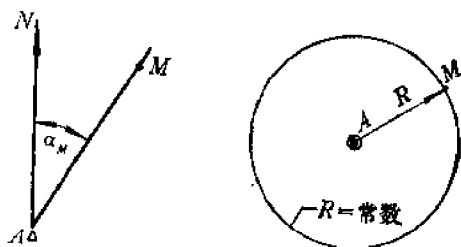


图1 等方位角线  
(直线位置线)

图2 等距离线  
(圆位置线)

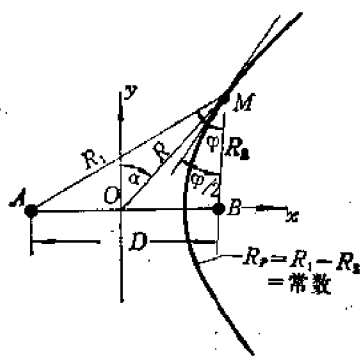


图3 等距离差线(双曲线位置线)

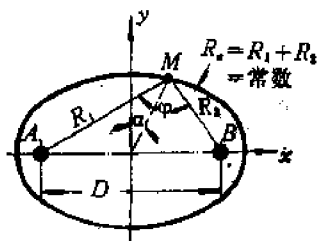


图4 等距离和线(椭圆位置线)

在雷达技术中应用了前两种测角、测距的位置线。在导航技术中则应用了上述所有类型的位置线。

### 位置线交角

angle between lines of position

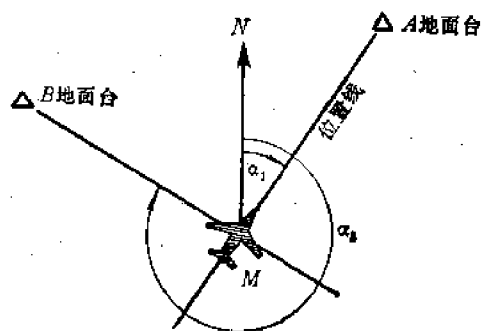
用于定位的两条位置线之间的夹角叫位置线交角, 如果位置线误差一定, 位置线交角为直角时定位误差最小, 交角越小定位误差越大。

### 测向系统

direction-finding system

是一种在运动体上用测量它相对已知地面台的方位角来定位的系统。测向的方法可以是在运动体上用方向性接收天线测出全向发射台的方位; 也可以是地面台以某一固定的或旋转的天线方向性图发射, 供运动体测定。

从运动体上测量它到两个已知地面台的方位角, 便可得到两条位置线, 利用两条位置线的交点即可定位, 如图所示。



测向系统原理图

测向系统在平面上的位置线是以地面台为中心的射线, 位置线误差随离地面台的距离成正比地加大。故这类系统常用于近程定位, 如伏尔测向系统、指向标等。

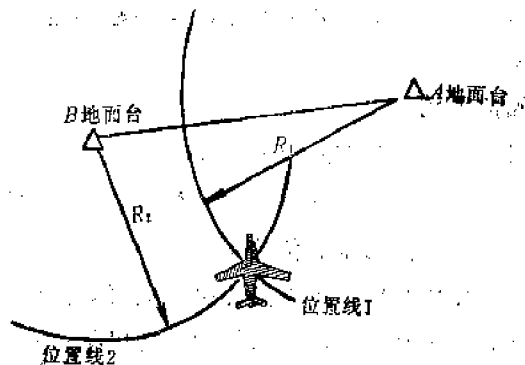
### 测距系统

range-measurement system

是一种在运动体上用测量它相对已知地面台的距离来定位的系统。测量距离的手段有双程测距和单程测距两种, 雷达定位属于

前者, 后者因需在运动体上装有高精度频率标准, 故目前还未普遍使用。

从运动体上测量它到两个已知地面台的距离, 便可得到两条圆位置线, 利用两圆位置线的交点即可定位。故此系统又叫圆-圆系统 ( $\rho-\rho$  系统)。这类系统常用于近程定位, 如地美依测距系统。

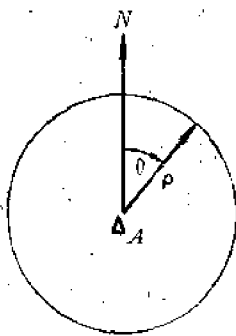


测距系统原理图

### 测向-测距系统

direction-range measurement system

是一种在运动体上用测量它相对于已知地面台的方位角 ( $\theta$ ) 和距离 ( $\rho$ ), 即利用直线和圆两条位置线的交点来定位的系统, 因此亦叫极坐标定位系统 ( $\rho-\theta$  系统)。该系统所用的地面台只有一个, 而且位置线处处正交、几何精度高、使用方便, 常用于近程导航, 如塔康及雷达定位均属这种体制。



测向-测距系统定位原理图

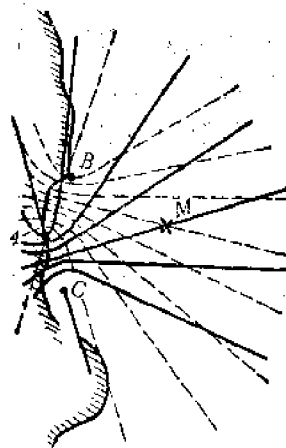
### 双曲线系统

hyperbolic system

利用两条双曲线位置线的交点来确定运

动体位置的系统叫双曲线系统。该系统先后或同时对两对地面台进行距离差的测定获得两条位置线, 然后从两条位置线的交点来确定出运动体的位置。

实际上, 它们可共用一个台, 所以双曲线系统最少需要三个地面台。该系统的定位设备不需要发射信号; 不需要高精度频率标准, 而且传播路径上误差在主要工作区可抵消一部分, 故这种系统得到广泛的应用, 如罗兰-A、罗兰-C、台卡等系统。



双曲线系统定位原理图

### 椭圆-双曲线系统

ellipse-hyperbolic system

利用椭圆和双曲线位置线的交点来确定运动体位置的系统叫椭圆-双曲线系统。

这种系统只需两个地面台, 而且椭圆和双曲线处处正交, 几何精度高。但由于技术上实现测距和测量尚不成熟, 还由于两条传播路径上的误差在测距和时不能抵消, 因而这种体制还没有得到实际的使用。

### 圆-双曲线系统

circle-hyperbolic system

利用圆和双曲线位置线的交点来确定运动体的位置的系统叫圆-双曲线系统。

该系统的优点是适当配置圆心台的位置可以在主要工作区得到较好的位置线交角, 并且几何精度高。

## 信号格式

signal format

系指用来传输导航信息的无线电信号的形式。无线电信号通常可分为连续波和脉冲波,未调波和调制波,它们在导航中均得到了广泛的应用。未调制的正弦信号是一种最简单的信号形式,其幅度、频率和相位均可用于测定导航参数。例如无线电罗盘依靠信号振幅测定方位,子午仪卫星导航利用信号的多卜勒频移定位,相位双曲线系统(台卡等)则利用测定信号的相位差来定位。导航中,调制波的应用也很广泛。它常用来传输低频信息,如在仪表着陆系统的指点标中用听觉指示离机场的距离,在雷迪斯特、道朗等系统中传送比相的参考信号,调频波常用于连续波雷达,如多卜勒导航雷达、无线电调频高度表等;调相波常用于传递信息,如在子午仪卫星导航系统中传送轨道参数等数据。脉冲波除了应用于各种导航雷达外,还应用于各种测距及测距差系统,如地美依、罗兰-A等。对脉冲波加以调制,脉冲调幅在塔康系统中用于测向,脉位调制在脉冲双曲线系统中用作告警信号,脉冲编码调制在卫星导航及交通管制中供识别及传递高度等信息。

随着导航技术的发展,以及导航与通信、识别、授时等业务的综合,对于导航信号提出了各种独特的、有别于其它无线电工程的特殊要求,出现了种种新的信号格式,其结构也日趋复杂。导航系统所采用的信号格式涉及到系统需占有的频道数目以及每个频道所需的频带宽度,关系到工作中能取得的信噪比以及抗干扰能力等,它与导航系统的主要性能以及系统中各种具体设备的设计紧密相关。

随着无线电技术的发展,信号格式在导航系统设计中的地位越来越重要。几何原理、工作频率及信号格式的选择已经成为系统设计中必须着重考虑的几个要素。

## 多频发射

multifrequency transmission

一个导航合同时或依次发射多种频率的连续波信号叫作多频发射。多频发射通常是用来提供更多的导航信息,如在相位双曲线系统中用多频发射来获得多种位置线格网,达到高精度测量与消除多值性的目的。

## 相干载波

coherent carrier

几个在频率上和相位上保持固定关系的载波称为相干载波,它们常常是由一个标准频率源用各种频率变换方法(频率综合技术)得出的。相干载波在导航中应用很广泛,如奥米加系统发射相干载波来得到粗、中、精各种双曲线格网,子午仪卫星导航系统发射相干载波用作电离层折射校正。

## 脉冲包络

pulse envelope

射频脉冲信号经过检波后得到的视频脉冲信号叫作包络。中长波脉冲导航系统中常用的包络形式有钟形、余弦平方、指数不对称形等。它们共同的特点是波形前沿较陡和频谱较为集中,兼顾了时差测量精度高和占有通带窄的要求。

## 导出包络

derived envelope

脉冲包络经过处理后形成具有零点的特殊波形叫作导出包络。导航中常用导出包络的零点进行信号的自动跟踪和周期识别。形成导出包络的方法一般有一次微分、二次微分和延迟倒相相加等。

## 采样点

sampling point

在导航信号上进行自动跟踪的特定点叫作采样点,在一个系统中应该采用统一的采样点,采样点的选取应考虑到系统的特点,以采样点处信噪比较高、干扰较小以及最有利于系统工作为原则。



**多脉冲发射**

multipulse transmission

为了在不增加脉冲峰值功率的情况下增加信号的平均功率以增大作用距离,将单脉冲信号改成脉冲组信号,称这种信号格式为多脉冲发射。如罗兰-C脉冲组由8个间距1000微秒的脉冲组成,罗兰-D脉冲组由16个间距500微秒的脉冲组成。

**测距码**

ranging code

询问-应答式脉冲测距系统中常用的一种信号格式。测距码可以用来提高系统的抗干扰能力,提供目标识别标志,也可用来传输其它的信息,是近程导航、交通管制及卫星导航中常用的一种信号格式。如近程导航中用一定宽度、一定间隔的两个脉冲组成测距码。

**脉相系统**

pulse-phase system

一种既测量脉冲包络间的时间间隔,又测量包络内载频相位关系的导航系统。包络时差用作粗测(消除精测的多值性),载频相位用作精测,两者同时提供导航信息。这种系统既有相位系统精度高的优点,又有脉冲系统作用距离远、可以区分天地波等优点。

**频率分割制**

frequency division system

同一导航系统中的各个导航台采用不同的载频或不同的脉冲重复频率工作,以便使用时区分它们并避免这些台之间的相互干扰,称为频率分割制。如塔康系统的不同地面台用不同的载频通道工作,罗兰-C不同的台链工作在不同的脉冲重复频率上。

**时间分割制**

time division system

时间分割制系指同一系统中的各个导航台在不同的时间段上依次发射导航信号。各时间段的划分原则以在空间任何一点都不会发生各台之间的信号重叠为准。接收机按发射台的信号顺序依次接收各导航信号。时间分割制的优点是减少了系统所使用的频道数目,接收设备可以简化并减小通道误差。奥米加系统、罗兰-C系统都采用时间分割制。

**信号周期**

signal period

时间分割制中各台按顺序发射一个循环所需的时间称为信号周期。在罗兰系统中,信号周期就是脉冲重复周期,在这段时间内,主、副台依次发射一次信号。在奥米加系统中,信号周期是它的段同步时间(10秒),即各台依次按规定方式发射一次的时间。

### 三、导航精度和作用距离

#### 电波传播

radio wave propagation

电波传播是各种无线电应用科学(通信、导航、雷达、授时、测量)的一门基础学科。在无线电导航中,从无线电波的一些基本特性出发,建立各种无线电导航系统和设备,而在确定一种无线电导航系统时,选择工作频率、发射功率、计算系统的作用距离和精度,都必须掌握大量的电波传播资料。对作用距离和精度的计算,是根据导航区域内实际的传播条件进行的,地形的起伏、陆地、海洋、森林、沙漠、大气层、电离层的传播条件、昼夜和季节的变化,都对不同频率的传播速度、信号振幅与相位产生不同的影响。因此,为了提高无线电导航的可靠性和准确性,必须对不同频段(尤其是长波和超长波)的传播特性以及导航区域内的传播特性,进行必要的电波试验和预测,以达到预期的导航定位效果。

#### 地波

ground wave

自发射天线辐射出来后沿近地表面传播的电波,如地表面波、地面直达波、地表面绕射波,都称为地波。由于能量扩散和地面对能量吸收,波的强度随传播距离的增加而衰减,衰减的快慢与频率和所经路径的电特性参数(介电常数和大地电导率)有关。由于地波场强和相位相当稳定,所以利用地波导航可以获得较高的精度。

#### 直达波

direct wave

自发射天线出来后按直线路径传播到达接收点的无线电波,称直达波。微波近程导

航就是利用直达波来传递信息的,如塔康系统。工作在几百兆赫的卫星导航系统,电波直接穿过电离层到达卫星,再经卫星转发回地球各接收点,也是直达波传播形式。

#### 天波

sky wave

自发射天线发出的电波,在高空被电离层反射后到达接收点,这种方式传播的电波称天波。天波传播随电离层的变化而变化。一般,天波传播夜间比白天远。在中长波和超长波导航中,利用天波可以大大扩展工作区,但导航精度要比地波差。

#### 波导模

waveguide mode

低于 30 千赫的电波在大气中的传播方式类似于球面波导中的电磁波传播方式,波导的一壁是地球表面,另一壁是电离层的下沿(白天是 D 层,夜间是 E 层),电波在这两壁间来回反射向前传播,故称波导模。这种波导模用三个特性参数,即衰减率、相速、激励因子来描述。

#### 激励因子

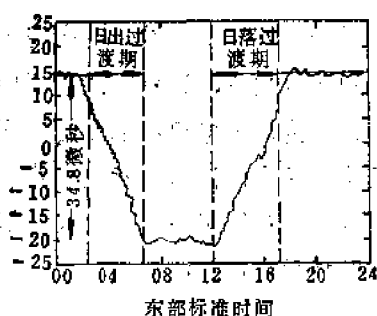
excitation factor

激励因子  $A_n$  是用来表征第  $n$  阶 ( $n = 1, 2, 3 \dots$ ) 模在波导传播中被激励的程度,是描述波导模的三个特征参数之一。在数量上,  $A_n$  等于天线发射到地球-电离层波导的功率与发射到具有理想边界的扁平波导的功率之比值。  $A_n$  的大小不但与频率、电离层高度、昼夜时间有关,而且还受到地磁场的影响。因此,  $A_n$  还具有方向性,当电波向东传播时,  $A_n$  的损耗比北-南传播时大,而向西传播时则恰好相反。

**相位梯形**

phase keystone

超长波相位的昼夜变化曲线犹如一个梯形,故又称为相位梯形。由图可见,在日出和日落过渡期内,相位发生剧烈的变化,在白天或夜间时间段内,相位则保持某一定值。对同一接收地点来说,这些相位梯形变化基本上是每天重复的,只是随季节有所差异而已,所以在导航中可用预报的相位梯形进行电波修正。



16千赫信号的相位梯形变化图

**二次相位因子**

secondary phase factor

是精确计算地波传播时间的一个附加修正量,该因子是地波绕射效应、大地电导率、空气折射指数以及大气折射梯度等因数的函数,其中以大地电导率变化引起的相位迟后的修正量变化最显著,如频率为100千赫时,在距发射台1000公里的地方,二次相位随大地电导率的变化从约1.9微秒(对应海水介电常数 $\epsilon=80$ ,电导率 $\sigma=5$ )到约9微秒(对应 $\epsilon=15$ , $\sigma=0.0005$ )。

**差频相位延迟**

phase-delay difference frequency

即两个发射频率的差频所对应的相位延迟。这种差频相位延迟与衰减率、激励因子、一次和二次模的相速有关。

**入水深度**

underwater penetration

电波有渗入水中而为水下天线所接收的

能力,从水面至水下接收天线位置的深度称作入水深度。电波入水后,波长缩短,相速也变小(相对于自由空间而言),只有电场的水平分量部分才能透入较深的水中,而在空气和水的分界面处,电场发生所谓折射损耗,使电磁波能量受到很大损耗。这种损耗与水的导电率与频率有关,如频率为100千赫时,每入水一米场强损失12分贝以上,而在10千赫时,才损耗6分贝左右,所以深水通信和导航的工作频率宜选在超长波波段。

**混合路径**

mixed path

由两段或三段不同导电率的路径组成的传播路径,如陆地—海洋,或陆地—海洋—陆地,这样的路径称为混合路径。电波经过这种混合路径的场强和相位发生的变化,不同于均匀路径的传播情况。这种场强和相位的计算,可用米林顿的经验公式或怀特的积分公式,后者的计算较精确。

**天波时延**

sky wave delay

在同一接收点上,经电离层反射的天波因路径长,总是比地波到达得晚。天波时延系指第 $N$ 次( $N=1, 2, 3 \dots$ )天波和地波到达的时间差。计算总的天波时延时,是基本时延部分 $D$ 和二次修正部分 $d$ 之差。 $D$ 表示第 $N$ 次天波和地波传播路径长度之差,以微秒表示; $d$ 是考虑到地波除了与天波公共路径以外的那一部分路径上的二次相位因子修正量,以微秒表示。天波时延的大小取决于频率、距离、地面路径的电特性和电离层等效高度。

**多模干扰**

multimode disturbance

多种传播模相互混淆在一起,造成信号的场强和相位相互干扰,这种现象称多模干扰。多模干扰轻则降低导航精度,重则不能导航,如超长波系统,在离发射台2000~3000

公里内,由于存在多模干扰,形成所谓“盲区”;在3000公里外,仅有一次模和二次模,虽然也相互干扰,但产生的多模干扰误差较小。重要的是,由两种模干扰的规律是:夜间比白天大(特别是黄昏和黎明的过渡时间);频率较高时多模干扰的范围大。

### 模转换干扰

modes change-over disturbance

在超长波波段,如果传播路径一部分处于夜间而另一部分处于白天,则在夜间过渡到白天的200公里左右的过渡区内,发生模式变换,即由夜间的二次模变为白天的一次模。转换后的一次模对原来的一次模发生干扰作用,干扰的结果引起相位较大的波动,在超长波的高端(18千赫以上)甚至会带来周期识别的错误,而对10千赫附近的频率影响较小。

### 二次辐射效应

secondary radiation effect

接收天线附近的导电物体,如架空线、建筑物、树木或其他天线等,在外来电波的激励下产生二次辐射场,该场所辐射的信号亦被接收天线所接收,这种现象称二次辐射效应。这种效应对测向系统特别有害。架设接收天线时,应尽可能回避周围导电物体的二次辐射影响。

### 极化效应

polarization effect

发射天线辐射出来的正常垂直极化波经电离层反射到达接收点时,可能变为椭圆长轴是任意倾斜的非正常极化波,这种波对接收带来一定的极化误差,常称这种现象为极化效应。在长波或短波中,这种极化效应常出现在夜间,故又称为“夜间效应”。可以采取各种措施消除这种极化误差,如预告修正、用仅接收垂直极化场,或用时间分割方式把地波从合成波中分离出来等。

### 方向效应

directive effect

在地磁场的作用下,超长波的传播具有方向性,这种方向效应表现在电波的衰减率和相位变化上,电波向东传播的衰减率比向西传播时小,而相位延迟较大。如10.2千赫的频率,在白天,北-南传播距离可达15000公里左右,在地磁赤道附近向西传播不超过9000公里,而向东传播则超过20000公里。方向效应除与地理纬度有关外,还与昼夜、季节及太阳活动周期有关。

### 传播误差

propagation error

无线电波从发射点以各种途径传输到接收点的过程中,由于受地球、大气层、电离层的影响,致使导航所利用的许多特性,如传播速度、传播方向发生不稳定变化,同时无线电信号也受到大气噪声和各种传播型式的干扰,如天地波相互干扰、多模之间干扰,从而造成的导航误差称为传播误差。这是在导航系统中占比例较大的一部分误差。

### 导航误差

navigation error

测定的方位、距离、位置与航行体真实的方位、距离、位置之间的偏差称为导航误差。导航误差是导航系统最主要的指标之一,如果导航误差超过允许的数值,甚至测量结果不可信赖,那末导航就可能失去它的意义,也就无法完成各种导航任务。造成导航误差的原因可能是:

1. 测量方法或依据的理论不够完善而引起的方法误差。如把地球作为一个球体,而它实际上并不是一个球体,这样就会造成误差;
2. 无线电设备不完善引起的设备误差;
3. 外界环境条件引起的状态误差,如大气噪声干扰、温度变化和电波传播所造成的误差;

4. 操作人员主观因素造成的人为误差(如人的视觉、听觉误差)及操作错误造成的误差。

这些误差按照它们的特性可分为系统误差和随机误差。

#### 系统误差

systematic error

指在测定中未发觉因素所引起的误差,其大小及符号在每次测量中不变或有规律地变化。可以通过大量的实验或理论计算确定这类误差的数值,随后确定修正量对测量结果进行修正。如无线电罗盘,由于环形天线周围金属物的二次辐射造成方位误差,这一误差可以用预先精确测定的“自差修正曲线”来修正。使用修正量来消除测量结果中的系统误差,这是导航中常用的一种方法。

#### 随机误差

random error

在测量过程中由于大量的不能精确估算的并在各次测量中起不同作用的因素所引起的误差,它是一个可正可负时大时小的随机变量。如在大气噪声、接收机内部噪声等各种干扰的影响下测量导航参数时产生的误差。

随机误差服从于统计规律,对于大量测量的结果,误差算术平均值趋于零,因而多次测量结果的算术平均值接近于真值。描写随机误差的几个常用特征值是平均误差( $\delta$ )、均方误差( $\sigma$ )、最大误差( $3\sigma$ )。

#### 平均误差

mean error

平均误差即算术平均误差,它是表示误差的一种较好的方法,其定义为

$$\delta = \frac{\sum |d_i|}{n} \quad i = 1, 2, \dots, n$$

式中  $n$  为测量次数,  $d_i$  为一组测量值与平均值的偏差。平均误差的缺点是无法表示出各次测量间彼此符合的情况。

#### 均方根误差

root-mean-square error

均方根误差亦称标准偏差,其定义为

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum d_i^2}{n}} \quad i = 1, 2, \dots, n$$

在有限测量次数中,均方根误差常用下式表示:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum d_i^2}{n-1}}$$

式中  $n$  为测量次数;  $d_i$  为一组测量值与平均值的偏差。如果误差统计分布是正态分布,那么随机误差落在  $\pm \sigma$  以内的概率为 68%。

#### 概率误差

probable error

有时称或然误差。在一组测量中,测量误差落在  $\pm \gamma$  之间的测量次数占总测量次数的 50%,则  $\gamma$  叫概率误差。正态分布时,概率误差  $\gamma = 0.6745 \sigma$ 。

#### 最大误差

maximum error

通常定义均方根误差的三倍( $3\sigma$ )为最大误差。在正态分布的情况下,随机误差落在  $\pm 3\sigma$  范围内的概率为 99.73%,也就是说测量误差大于最大误差的概率只有 0.27%,这种情况是极少发生的,这样估算随机误差的可靠性是相当高的。在实际应用中还常常采用准最大误差,它是均方根误差的二倍( $2\sigma$ ),随机误差落在  $\pm 2\sigma$  范围内的概率为 95.45%。

#### 位置线误差

error of position line

待定点的真实位置线与所测得的位置线之间的垂直距离称为位置线误差。

#### 位置线梯度

gradient of position line

几何参量的测量误差与对应的位置线误差之比值称为位置线梯度,亦称位置线发散因子。它说明位置线簇的分布疏密程度。如

测定方位角有1度的误差,则在离地面台50公里处的位置线误差为0.87公里,而离地面台500公里处的位置线误差为8.7公里,说明位置线误差不仅与几何参量测量误差有关,而且与导航系统的几何特征有很大关系。

### 定位误差

position error

测量所得位置与真实位置之间的距离称为定位误差。

### 定位重复误差

position repetitive error

各次定位相对于平均定位点的偏差叫定位重复误差。各次定位相对于真实位置的偏差叫绝对偏差。一般来说,导航系统的定位重复误差明显地较绝对偏差为小。

### 误差椭圆

error ellipse

表示随机定位误差的一种方法。当两条位置线的误差服从正态分布时,定位点等概率分布密度的轨迹是以平均定位点为中心的一簇椭圆,即所谓等概率误差椭圆。椭圆的长、短轴及取向与两条位置线均方根误差的比值、位置线交角以及它们的相关系数有关。通常将定位点进入概率为39.3% (也有规定为50%或其它值的)的误差椭圆的长、短轴作为误差椭圆的特征值。误差椭圆反映了误差在各个方向上的大小分布,是一种常用的研究定位误差的方法。

### 误差场

error field

用误差椭圆来描绘无线电定位系统在各

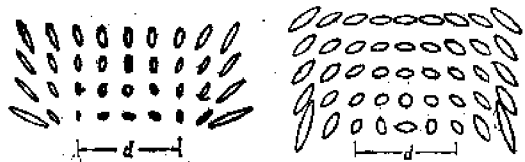


图1 测向定位时的误差椭圆场 图2 测距定位时的误差场

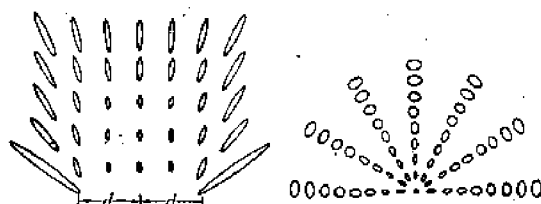


图3 测距差定位

图4 测向测距定位

时的误差场

时的误差场

个方向和距离上的几何误差分布图。用它可以看出系统在工作区内的误差随方向和距离的扩散趋势以确定出最佳工作区,也可以较直观地比较各系统在几何原理方面的优缺点。各种系统定位时的误差场如图所示。

### 定位均方根误差

position root-mean-square error

表示随机定位误差的一个标量法。当两条位置线的误差服从正态分布时,定位均方根误差表示所测位置落在以平均位置为中心,以 $\sigma$ 为半径的圆内的概率为63~68% (随两条位置线误差相关系数的不同而不同)。

### 误差圆半径

error-circular radius

是表示定位误差的一个统计标量。当两条位置线的误差为正态分布时,以平均位置为中心,以 $R_0=2\sigma$ 为半径画个圆,那末定位点落在此圆内的概率为95~98%。

### 概率误差圆

circular error probability

是目前较常用的一种定位误差表示法。以平均位置为中心包含50%定位点的圆叫概率误差圆。

### 几何因子

geometric consideration

定位误差与确定位置线的几何参量测量误差之间的比值叫几何因子,它表示一定几何参量测量误差下定位误差的大小。几何因子由位置线梯度、位置线交角等决定,它仅

与定位者相对于地面台的几何位置及地面台相互之间的几何位置有关。

### 等精度曲线

contours of constant geometric accuracy

几何因子为常数的点的轨迹称等精度曲线。它表示某一几何参量测量误差下定位误差的分布情况，可以直观地看到工作区内误差的变化（见“测向导航系统工作区”等的附图）。

### 作用距离

operating distance

指在保证既定的导航准确度的前提下，系统可以达到的有效距离，这种距离一般都随时间（昼夜、季节）及不同传播路径而变化。通常，按导航任务划分作用距离：近程导航，对飞机约为100~500公里，对舰船约为50~100海里；中程导航，对飞机约为500~1000公里，对舰船约为300~600海里；远程导航，对飞机约为2000~3000公里，对舰船约为1500海里；超远程导航，对环球越洋飞机和舰船，距离都要求大于10000公里。

### 工作区

working region

指在满足所需的导航精度时，系统覆盖到的工作区域。工作区除了与导航台配置的几何形状（取决于几何体制）有关外，还与工作频率、发射功率、天线方向图、接收信噪比等因素有关。每一类导航系统都有特殊的工作区形状。

### 地波作用距离

ground wave operating distance

即利用地波导航时，系统可达的最大作用距离。地波作用距离与工作频率、发射功率、传播路径、天波干扰、大气噪声以及接收机灵敏度有关。一般地，海上地波覆盖范围要比陆上大。在地波覆盖区内可获得高的导航准确度。

### 天波作用距离

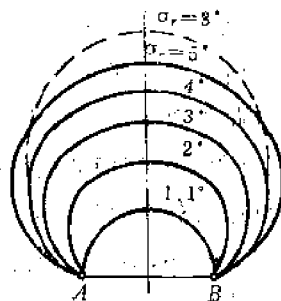
sky wave operating distance

即利用天波导航时，系统可达的最大作用距离，可以大大扩展系统的覆盖范围，但精度不如地波区高。一般地，夜间天波距离比白天远，二次天波距离比一次天波还要远得多。

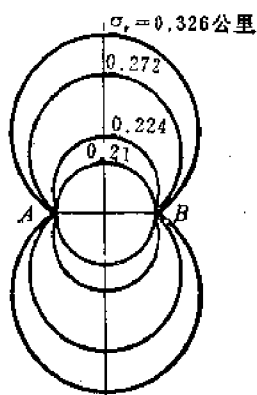
### 测向导航系统工作区

working region for direction-measurement system

由两个发射台组成的测向系统，其工作区类似于一簇偏心扁圆。工作区的大小与基线的长短及准确度要求有关，而准确度则与距离的平方成反比。一般，基线越长，则工作区越大，但位置线误差（ $\sigma_r$ ）也随之变大。在给定导航准确度时，可以求出使工作区最大的最佳基线长度。信标台、测向仪、伏尔等的工作区，都属于这一类型。



在发射功率足够的情况下,为了扩大工作区,应把基线尽可能拉长。



测距系统工作区

$A, B$ —无线电导航台;  $AB$ —系统基线长度;  
 $\sigma_r$ —一等精度曲线。

### 双曲线导航系统工作区

working region for hyperbolic navigation system

双曲线无线电导航系统的工作区与发射台的功率和发射台之间的配置形状有关。如罗兰、台卡等系统,由一主台和两个或两个以上的副台组成一台组,每一台组可布成三角形、星形或方形,但每一种几何配置都有其最佳几何精度。三台为一组的三角形布局时,要获得最佳几何精度,可取基线夹角为90度;若只要求最大工作区而允许几何精度稍差一些,基线夹角可取大于90度而小于

180度之间。四台为一组的布局时,星形配置最适于短基线的台卡系统,方形配置则适合于长基线的罗兰系统,这两种配置都可获得最好的几何精度。

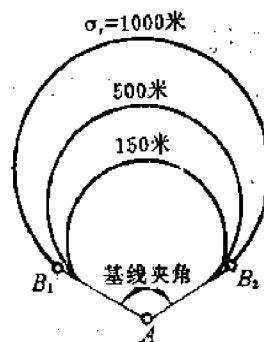


图1 由三台组成的双曲线系统工作区

$A$ —主台;  $B_1, B_2$ —副台;  $AB_1, AB_2$ —系统基线长度;  
 $\sigma_r$ —一等精度曲线。

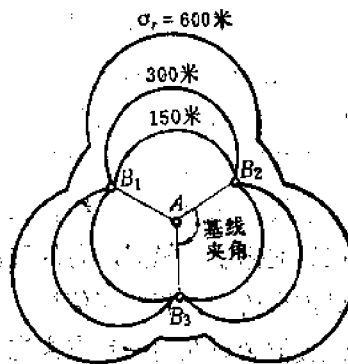


图2 由四台组成的双曲线系统工作区

$A$ —主台;  $B_1, B_2, B_3$ —副台;  $\sigma_r$ —一等精度曲线。



## 四、测向、测距系统

### 测向、测距系统

direction-finding and distance-measuring system

测向是最早采用的一种无线电导航手段,人工手动罗盘(或称测向仪)于二十世纪初就开始为导航服务,以后的半自动罗盘与自动罗盘广泛用于航空与航海导航。二次世界大战期间出现了定向机、四航道信标、扇形无线电指向标等测向系统。战后随着航空事业的发展,出现了甚高频全向无线电信标系统(即伏尔)。测向能提供径向位置线,便于引导飞机和舰船出航、归航和沿航线航行,但还不能直接用来定位。所以在此系统问世不久,就出现了与它配合使用的工作于甚高频频段的测距设备(即地美依)。测距能提供圆位置线。测向和测距结合在一起构成了极坐标导航体制,能同时向驾驶员提供相对地面导航台的方位和距离信息。初期是用伏尔和地美依装设在同一地点来完成极坐标导航任务的,称为伏尔/地美依系统,目前仍是国际民航采用的标准近程导航系统。由于军事上的需要,特别是舰载飞机导航的需要,于五十年代初研制出了在超高频频段上能同时完成测向、测距任务的战术空中导航系统(即塔康)。塔康系统是国外的标准军用近程导航系统。由于塔康的出现,对早期工作于甚高频频段的地美依也进行了改进,使其在工作频段和采用的技术上与塔康的测距部分完全一样。

由于极坐标导航系统仅需要一个地面导航台,有时又称它为点源系统。它提供的径向位置线和圆位置线处处是正交的,所以定位几何误差最小。但由于测向误差所引起的

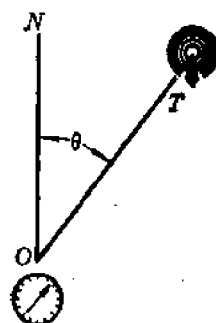
定位误差随着距离的增加是发散的,所以测向测距系统通常用作中近程导航系统。

### 无线电测向

radio direction-finding

无线电测向就是利用无线电测向仪 $O$ 去测量无线电发射台 $T$ 的方位角 $\theta$ 。 $ON$ 是真北向,也可以是磁北向或其它参考方向。

测向仪可以固定在地面,也可以装在飞机或舰船等运动体上。相应地被测方位的发射台可以装在飞机或舰船等运动体上,也可以固定在地面。被测方位的发射台固定在地面作为导航台使用时,通常称为无线电信标或无线电导航台或归航台。



无线电测向原理示意图

### 无线电信标

radio beacon

见“无线电测向”。

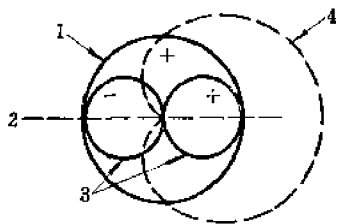
### 环状天线测向器

loop direction finder

环状天线测向器用来测定无线电台的方向,或通过两次测量来确定电台或测向器本身的位置。其工作频率通常为 $100\sim 1750$ 千赫。它的测向原理是以环状天线“8”字形方向性图为基础的。当环状天线转到接收机的耳机听不到信号时(称做哑点)或听闻度

最小位置时,就可断定所测电台的位置与环状天线的平面相垂直。但电台究竟在此位置的那一边却不清楚,为此还利用了一个无方向性的垂直天线与环状天线相耦合,合成方向性图为心脏形(见图)。

由此可见,心脏形方向性图的零点与环状天线的零点相差90度,所以先用环状天线测出电台方向后,再将其旋转90度,便可确定电台的方向。



环状天线合成方向性图

1—垂直天线感应电势图; 2—环状天线平面;  
3—环状天线感应电势图; 4—合成感应电势图。

## 无线电罗盘

radio compass

无线电罗盘是由测向器和一个直接用来指示航向的仪表构成。一般用在飞机上,它既可以用来测向,也可以用来归航。

无线电罗盘有半自动和全自动之分。采用前者测向时,必须人工旋转环状天线或搜索线圈;采用后者时,无论测向还是归航,都完全由罗盘本身自动完成。

无线电罗盘的环状天线一般置于机腹或机背的电气中心位置上,在使用固定环状天线时,纵向环状天线必须与飞机(或船舶)的纵轴一致。

## 自动测向仪

automatic direction finder

自动测向仪就是全自动无线电罗盘。它主要由环状天线、垂直天线(也称定边天线)、测角器、接收机、伺服系统和指示器组成,能自动地、连续地测量飞机相对地面导航台的航向角,便于引导飞机归航,与飞机磁航

向信息复合后也可显示地面导航台(或飞机)的磁方位。

从目前的技术水平来看,自动测向仪可以做得很小、很轻,同时工作简单、可靠,所以在今天的航海和航空导航中仍占有一定地位。

自动测向仪的精度较低,同时易受外界噪声和天电干扰的影响,所以通常用于中近程导航。航海用的地面导航台的发射功率视作用距离的远近可以从数瓦到几百瓦,航空用的地面导航台的发射功率视作用距离远近可以为100~300瓦,特殊情况下可到5千瓦。

## 无线电罗盘自差

radio compass error

安装在船上或飞机上的无线电罗盘(测向仪)由于环状天线周围金属物体的影响而引起的无线电测向仪的误差称为无线电罗盘自差。这种误差一般来说当天线位置及周围物体固定时是属于不随时间而变化的系统误差,它可以用实验方法来测定,并作出自差修正曲线。

## 四航道低频无线电信标

four-course low-frequency radio range

四航道低频无线电信标是三十年代发展起来的一种飞机导航系统,工作于200~400千赫频段。随着四十年代甚高频全向信标的出现,四航道低频信标逐步被甚高频全向信标所取代。

## 扇形无线电指向标(康索尔)

sector radio marker (Consoi)

扇形无线电指向标亦叫康索尔,它是由二次世界大战期间研制的桑尼(Sonne)远程导航系统改名而来的。目前还在继续为飞机、船舶服务。工作频段为200~400千赫附近。

严格讲,康索尔是一个双曲线无线电导航系统。因为天线仅间隔几个波长,只在近

区很小一个范围内位置线才是弯曲的,在远区很大范围内位置线与双曲线的渐近线是一致的,所以康索尔作为一个旋转的无线电信标并划为提供径向位置线的无线电测向系统。

康索尔的主要优点是用户只需要一个简单的接收机即可获得一定精度的方位,其主要缺点是测量时间较长,一般要一分钟左右才能获得一次方位读数。

### 地面定向机

grounded direction finder

地面定向机是设在地面上(通常设在机场或机场附近)的一个自动无线电定向台,它工作在100~150兆赫频段上,由以下三个主要部分组成:

1. 用来测定入射电磁波方向的天线系统;
2. 用来选择、放大和处理信号的接收机;
3. 用来显示入射电磁波方向的显示系统。

地面定向机用来测量带有超短波电台的飞机的方位。测得方位后用通信方式告诉驾驶员。两个以上在不同地点的定向机同时工作可为有源目标定位。

装在机场的地面定向机可用来引导飞机归航,在能见度较差的气象条件下,可用来帮助飞机穿云着陆。

为了减小多径传播引起的测向误差,定向机要采用宽孔径天线。实际使用的宽孔径天线有多卜勒天线和乌伦韦伯(Wullenweber)天线。

### 甚高频全向信标(伏尔)

VHF omnidirection range (VOR)

甚高频全向信标是目前国际民航组织采用的一种飞机标准近程导航系统,由地面信标台和机上接收机组成,工作在112~118兆赫频段,能在360度范围内向飞行员提供

地面信标台的磁方位。

图1是地面信标台的原理方框图,用同一个载频 $f_c$ 来发送参考相位信号和可变相位信号。参考相位信号是由30赫信号发生器产生的30赫正弦信号,它先对9960赫的副载频信号进行调频,调频信号再对 $f_c$ 的载频信号进行调幅,调幅信号通过参考相位天线发射出去。

可变相位天线的水平方向性图是“8”字形(见图2中2),而参考相位天线的水平方向性图是圆(见图2中1),合成的水平方向性图是心脏形(见图2中3)。可变相位天线受参考相位信号同步控制,以30转/秒速度旋转。这样心脏形方向性图也以30转/秒速度旋转,机上接收机收到一个30赫正弦波调幅信号。30赫正弦包络的相位随飞机相对于地面信标台的方位不同而变化,这个30赫正弦信号叫可变相位信号。

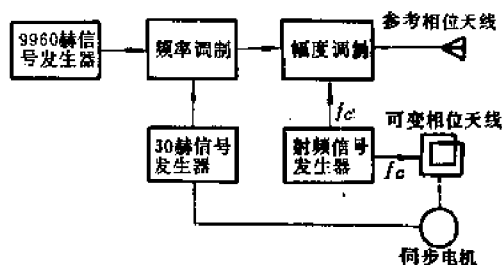


图1 伏尔地面信标台原理方框图

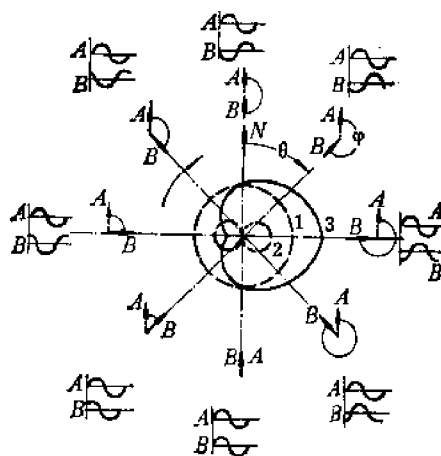


图2 参考相位信号与可变相位信号之间相位关系

图 2 示出了飞机相对于地面导航台不同方位时, 机上接收机所收到的参考相位信号与可变相位信号之间的相位关系。机上接收机从接收的总信号中取出参考相位信号与可变相位信号, 并测量出它们之间的相位差, 此相位差即代表了地面信标台相对于飞机的磁方位。

伏尔系统由于工作于甚高频频段, 受天电干扰影响很小, 测向精度比无线电罗盘要高。但该系统使用上受着顶空盲区和低空盲区的限制。

### 旋转的心脏形方向性图

rotating cardioid pattern

一般用“8”字形方向性图和圆形方向性图合成来获得心脏形方向性图。用旋转“8”字形方向性图来旋转心脏形方向性图。旋转的心脏形方向性图可以用于接收天线(见“无线电罗盘”), 也可以用于发射天线(见“甚高频全向信标”)。

### 终端伏尔

terminal VOR (TVOR)

终端伏尔是设在机场的一种小功率伏尔, 其辐射功率为 50 瓦, 工作于 108~112 兆赫频段。在没有装设引导雷达和仪表着陆系统的小型机场, 终端伏尔可用来在机场附近空域引导飞机并协助完成穿云着陆任务。终端伏尔用的机上设备与普通伏尔用的一样。

### 多卜勒伏尔

Doppler VOR (DVOR)

普通伏尔的场地误差较大, 在选择伏尔地面台位置时, 对场地要求比较严格。为了减小场地对误差的影响, 提高伏尔方位精度, 发展了一种多卜勒伏尔。

多卜勒伏尔地面信标台也发射 30 赫的参考相位信号与可变相位信号。与普通伏尔的区别在于参考相位信号是调幅信号, 可变相位信号不是由旋转的心脏形方向性图来产

生, 而是由多卜勒效应来产生的。

机上用的接收机和显示器与普通伏尔用的一样。

### 精密伏尔

precise VOR (PVOR)

为了满足高密度终端区业务容量的需要, 伏尔方位精度还需进一步提高, 于是出现了精密伏尔。精密伏尔通常有两个方案, 其一是利用多瓣原理, 另一是在多卜勒伏尔地面信标台信号结构中, 除了调幅的参考相位信号外, 再增加调频的参考相位信号。无论用哪个方案都需要对机上伏尔接收机作相应改动才能实现提高精度的要求。

### 标准伏尔天线

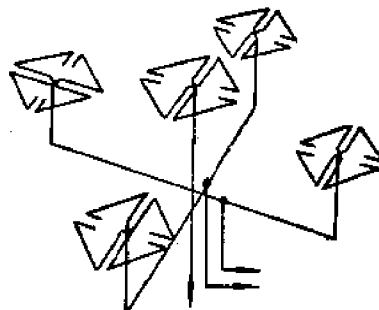
VOR antenna

标准伏尔天线覆盖 108~118 兆赫频段, 辐射水平极化波, 由提供基准相位的天线和提供可变相位的天线组成。曾采用过多种形式的天线: 五环式和四环式奥尔福德(Alford)天线, 四垂直裂缝和十二垂直裂缝柱面天线, 双柱面笼形天线以及全固态伏尔用的轻型四偶极子环形天线等。现在已着手发展电扫描天线。为消除场地影响, 天线必须有良好的场地上架高, 并铺设地网系统。

### 奥尔福德环形天线阵

antenna array of five Alford loops

这种天线阵是早期一种甚高频全向信标发射天线, 由五个水平安装的方型奥尔福德



奥尔福德环形天线阵示意图

环作辐射器(如图所示),辐射水平极化波。四个共面环中的每一个各自安装在一个平衡器的轴架上,并与马达驱动的测角器连接,提供可变相位信号。第五个环位于四个共面环中心处的另一个高一些的平衡器轴架上,辐射基准相位信号。各环彼此相距一定的角度。除了五环阵外,亦采用四环式天线阵。

#### 电扫描伏尔天线阵

VOR scanned array

这种天线是由多个基准相位天线和可变相位天线在垂直平面内交替组装而成的,辐射水平极化波。基准相位天线的水平方向图为全向性。可变相位天线有二副,通过转角器给出正弦和余弦调幅边带波,在空间形成以30周/秒速率旋转的倒8字形水平方向图。两种天线的合成场型,即为伏尔需要的30周/秒速率旋转的心脏形方向图。

#### 多卜勒伏尔天线

DVOR antenna

根据多卜勒原理,采用大孔径消除多径传播误差。天线为一个大型圆柱式电扫描阵,中央天线水平方向图为全向性,辐射30赫调制波,提供基准相位信号。方位信号由圆柱型四周均匀排列的多个辐射元,通过电控线路将边频信号馈送到各个辐射元上。使其在空间得到一个相当于以30周/秒速率旋转的心脏形方向图。天线孔径约五个波长,高一米左右。同样亦铺设一个覆盖整个天线占地面积的地网系统。

#### 伏尔机载天线

VOR airborne antenna

伏尔机载天线工作在112~118兆赫频段,采用偶极子、折叠式单极子隐蔽天线、流线型半波偶极子、裂缝天线等多种天线型式,接收水平极化波。通常天线装在机背、机腹、尾翼和翼端两侧。

#### 无线电测距

radio distance-measuring

无线电测距就是用无线电测距设备去测量它与某个无线电发射台之间的直线距离。在已知无线电电磁波传播速度的情况下,无线电测距实际上就是测量电磁波往返所经过的时间。在雷达中可以测量有源目标的距离,也可以测量无源目标的距离。但在导航中通常都是测量有源目标的距离。测量电磁波单程到达的时间也可以测距,但收、发两边必须严格保持时间同步,换言之,即双方要用原子钟,或接收方频率要与发射方频率同步。

#### 测距设备(地美依)

distance-measuring equipment (DME)

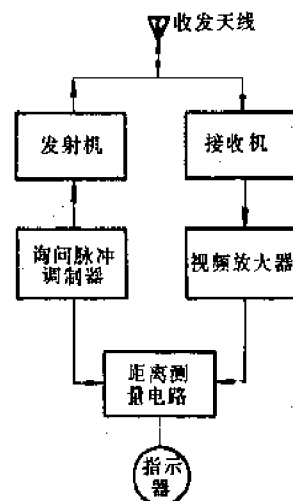
测距设备由询问器和应答器组成,以脉冲方式工作于962~1213兆赫频段,用测量询问脉冲与回答脉冲之时间间隔来测定询问器和应答器之间的直线距离。

机上询问器的脉冲发射功率通常在1千瓦以上,地面应答器的脉冲发射功率通常在5千瓦以上,整个测距设备作用距离可达400公里左右。测距设备在使用上受到低空盲区限制。

#### 询问器

interrogator

询问器主要由收发天线、发射机、接收机和距离测量电路组成,如图所示。发射机



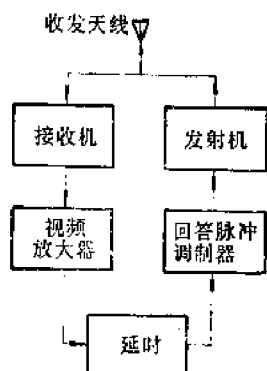
询问器原理方框图

发射询问脉冲, 接收机接收应答器的回答脉冲, 距离测量电路测量询问脉冲与回答脉冲的时间间隔, 并通过指示器显示询问器与应答器之间的距离。

### 应答器 (地美依)

transponder (DME)

应答器主要由收发天线、接收机、延时电路和发射机组成, 如图所示。接收机接收询问器的询问脉冲, 经过延时电路延迟一段时间 (通常是 50 微秒) 后, 作为回答脉冲由发射机发射出去。



应答器原理方框图

### 静寂时间

dead time

当应答器发射机发射回答脉冲时, 需要将接收机关闭一段时间 (通常是 60 微秒), 这段时间称为静寂时间。在静寂时间不接收询问脉冲。

### 应答器回答效率

transponder reply efficiency

由于应答器在发射回答脉冲时有一段静寂时间, 对在这个时间内天线上收到的询问脉冲, 应答器不给予回答。也就是说, 应答器的回答脉冲总是比天线上所收到的询问脉冲要少。应答器的回答效率就是每秒钟应答器的回答脉冲数与天线上所收到的询问脉冲数的百分比。

### 地美依机载天线

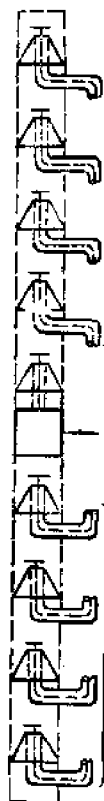
DME airborne antenna

地美依机载天线工作在 960~1215 兆赫频段, 采用  $\lambda/4$  短线天线、菱形片天线、单极子天线、弯套筒天线等多种天线型式, 辐射垂直极化波。亦有采用环形裂缝天线, 常与蒙皮齐平安装, 一般均装在机腹下面。直升飞机上采用缺口天线, 安装在垂直翼壁上。

### 地美依地面信标天线

DME ground beacon antenna

地美依应答器天线, 系偶极子式直立天线阵。一副天线用作收发, 并覆盖全频段, 通常多用九个锥角 60 度的宽频带锥盘锥形垂直偶极子组阵, 辐射垂直极化波。水平方向图为全向性。垂直方向图稍许上倾, 通过调整各阵之电流相位及其间距得到。由顶端至底部相位连续滞后, 采用同轴线馈电, 内导体与圆盘连接, 外导体和锥体相连。各阵之馈线平行接入匹配交换器再馈接到应答器上。



地美依地面信标天线

**距离测量的频闪效应**

stroboscopic effect on distance measurement

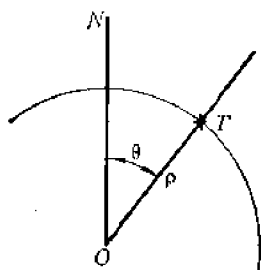
一部应答器能同时回答多部询问器的询问, 因之每部询问器除了收到给自己的回答脉冲外, 还同时收到给其它询问器的回答脉冲。所谓频闪效应就是利用询问脉冲重复频率的不稳定性(随机变化)来从总的回答脉冲中识别出给自己的回答脉冲来, 因为只有给自己的回答脉冲的重复频率才与自己的询问脉冲的重复频率的随机变化规律完全一样。

**极坐标定位系统**

polar-coordinate position-fixing system

极坐标定位系统又称  $\rho$ - $\theta$  系统, 它利用距离和方位两个参数来完成定位任务。

在观测点  $O$  利用无线电测距可以测量出  $O$  点到参考点  $T$  的距离  $\rho$ , 从而给出以  $O$  为圆心, 以  $\rho$  为半径的圆位置线。在  $O$  点利用无线电测向可以测量出以  $ON$  为参考方向的  $T$  点的方位角  $\theta$ , 从而给出  $OT$  径向位置线。这两条位置线的交点就确定了观测点  $O$  相对于参考点  $T$  的位置。参考点  $T$  的地理位置是已知的, 由此便可确定观测点  $O$  的地理位置。



极坐标定位原理示意图

**战术空中导航系统 (塔康系统)**

tactical air navigation system (Tacan)

塔康系统是五十年代初研制的一种空中近程战术无线电极坐标导航系统。作用距离为 400~500 公里。工作频率为 962~1213 兆赫。

塔康系统由地面台和机上设备组成。它

能同时完成测距和测向任务, 自动而连续地给飞行员提供飞机与地面台之间的磁方位和飞机至地面台之间的斜距。测向原理与伏尔系统相似, 测距原理则与地美依相同。

塔康系统的主要特点是: (1) 利用一个射频通道同时传递距离与方位信息, 简化了机上设备, 减少了占用的频段。(2) 由于是极坐标系统, 所以定位几何误差最小。(3) 由于采用多瓣技术, 且使用频率较高, 因此受场地影响较小, 比伏尔测位精度高。(4) 因为是点源系统, 所以地面台可以根据需要机动使用, 从而给在复杂地形布台及在战时、暂时布台提供很大方便。(5) 由于是脉冲方式工作, 所以还具有潜力, 可以在同一通道内传递其它信息, 如完成着陆任务、空中编队、交通管制等。

塔康系统在使用上受顶空盲区和低空盲区的限制。

**旋转的九瓣方向性图**

rotating 9-lobed pattern

塔康地面导航台天线的水平方向性图是九瓣心脏形 (图 1), 每秒转 15 转。机上接收机收到的信号幅度将受 15 赫正弦波和 135 赫正弦波合成信号的调制 (图 2)。这个 15 赫和 135 赫正弦波信号相对于参考信号的相位随着飞机相对于地面导航台的方位不同而变化, 也叫可变相位信号。

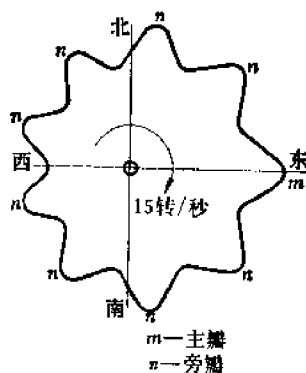


图 1 旋转的九瓣方向性图

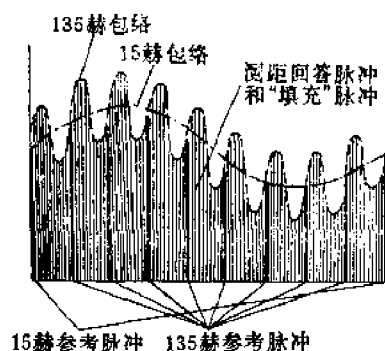


图2 15赫、135赫合成调制信号

### 指北参考脉冲

north reference pulse

参见“旋转的九瓣方向性图”中的图1和图2，每当方向性图的主瓣最大值转到正东方时发射的一组参考脉冲称为指北参考脉冲（或15赫参考脉冲）。它是由12对间隔30微秒的钟形脉冲对组成，脉冲对的间隔为12微秒。

### 辅助参考脉冲

auxiliary reference pulse

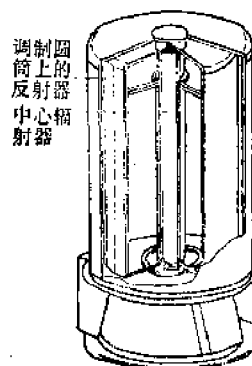
参见“旋转的九瓣方向性图”中的图1和图2，每当方向性图的旁瓣最大值转到正东方时发射的一组参考脉冲称为辅助参考脉冲（或135赫参考脉冲），它是由6对间隔为24微秒的钟形脉冲对组成，脉冲对的间隔为12微秒。

### 塔康地面信标天线

ground beacon antenna of Tacan

地面信标天线主要由直立式中心辐射器和由伺服机构驱动旋转的内、外调制圆筒组成。要求水平方向图必须是以15周/秒速度旋转的九瓣心脏形。为减少场地误差，垂直方向图要求具有一定宽度，最大辐射方向上倾5度，它是通过馈电系统对各辐射元提供一定的功率和相位来达到的。覆盖全频段要用高低频率的二副天线。目前着手研制全频段用电扫描天线系统。为适应多种用途，天线型式计有：固定式、地面移动式、船用式

与机上塔康以及简易式等多种。天线常常要求固定架在极高的塔台上，舰载天线还得采用陀螺平台确保倾斜稳定和方位位置稳定。



塔康地面信标天线

### 塔康天线中心辐射器

central radiator of Tacan antenna

辐射器是一个由七副宽频带双锥振子构成的直立阵，采用串联式同轴线功率和相位分配网络对每个振子馈电，获得垂直方向图。



塔康天线中心辐射器



功率分配确保主瓣宽度, 相位分配使主瓣上倾5度。顶部第七副振子的作用是为了改善高仰角辐射性能。整个辐射器用泡沫塑料填充, 使之紧固在一个介质套筒里, 增强结构性能。

#### 塔康调制圆筒

cylinder of Tacan modulation

塔康有二个用介质玻璃钢作成的调制圆筒, 直径根据波段选定。内调制圆筒上, 沿母线镶有一组金属丝反射体, 外调制圆筒上则镶有九组金属丝反射体, 两个圆筒固连在一块, 由900转/分的马达驱动旋转并通过伺服机构稳速。旋转的反射体和中心辐射阵合成一个在空间作15周/秒旋转的九瓣心脏形方向性图。

#### 塔康电扫描天线

electronic-scanning Tacan antenna

电扫描塔康天线的九瓣心脏形方向性图, 可通过三种途径获得。天线均系多元环形阵。一是用二极管数字化开关控制寄生元或辐射元, 二是采用混合接头, 通过对各个辐射元进行一定的能量振幅分配合成场形, 同时亦补偿相位; 三是相位合成场形, 即用功率分配器和15周/秒与135周/秒的两个连续可变的和数个固定式的移相器, 使每个辐射元上具有一定的相位, 形成场形。垂直波瓣的宽度和主瓣上倾, 由垂直网络实现。电扫描天线的优点是: 一副天线能覆盖全频段, 顶部盲区减小, 可靠性好, 一个辐射元损坏时, 可以不停机更换, 且可以实施监测。

#### 塔康机载天线

Tacan airborne antenna

塔康机载天线工作在962~1213兆赫频段, 采用刀形天线、单极子天线、套筒和弯套筒天线、环形裂缝天线等型式的天线, 辐射垂直极化波。天线大多安装在机腹下。

#### 恒定工作周期

constant-duty cycle

塔康系统是采用脉冲方式工作的, 地面导航台除了发射参考脉冲信号外, 还要发射测距回答脉冲。测距询问信号数量不同时, 回答信号的数量也不同。为了使地面导航台发射机负荷恒定, 发射机每秒发射的脉冲数是固定的, 而与询问脉冲数无关, 这就是恒定工作周期。恒定工作周期还可以使机上接收机收到的脉冲信号的15赫和135赫调幅包络稳定。恒定工作周期是靠地面导航台的一个特殊的自动增益控制电路实现的。地美依地面应答器也采用恒定工作周期方式工作。

#### 填充脉冲

filler pulse

塔康系统要实现恒定工作周期, 地面导航台除了发射参考脉冲和测距回答脉冲外, 还要发射一些多余的脉冲来充数。这些多余的脉冲称填充脉冲(见“旋转的九瓣方向性图”中的图2)。测距回答脉冲数增加时, 填充脉冲数就减少。

#### 方位粗测系统

coarse system of bearing

塔康系统中利用旋转方向性图所提供的15赫正弦包络信号和15赫参考脉冲信号之间的相位差来确定电台磁方位的系统称为方位粗测系统。该系统测定的磁方位精度较低。

#### 方位精测系统

fine system of bearing

为了提高方位测量的精度, 塔康系统中除了有方位粗测系统外, 还采用了方位精测系统。它是用测量旋转的方向性图提供的135赫正弦包络信号和135赫参考脉冲信号之间的相位差来实现的。

#### 顶空盲区

upper space of silence

某些信标台(如伏尔、塔康等)天线顶空的空域内不能提供飞机定位信息, 该空域称顶空盲区。由于顶空盲区通常是以信标台天线为顶点的一个倒置的圆锥, 所以通常以

该圆锥的顶角表示顶空盲区的大小。

### 低空盲区

lower space of silence

由于甚高频和超高频电磁波是直线传播的,所以在这些频段工作的信标台(如伏尔、塔康等)天线视线以下的空域不能提供飞机定位信息,该空域称低空盲区。低空盲区和信标台天线高度、飞行高度以及飞机距信标台之距离有关。

### 伏尔/地美依

VOR/DME

伏尔/地美依是将伏尔和地美依结合在一起使用的极坐标导航系统。根据国际民航组织的规定,伏尔和地美依的波道频率已配对使用,机上由一个波道控制盒来同时控制伏尔和地美依的波道频率。伏尔和地美依的地面台装在同一地点,通常将地美依天线装在伏尔天线顶上。

### 伏尔/地美依梯

VOR/DMET

伏尔/地美依梯是将伏尔地面台和塔康地面台测距部分结合在一起组成的极坐标导航系统。

### 伏塔克

VORTAC

伏塔克是伏尔地面台和塔康地面台结合在一起使用的极坐标导航系统。通常民用飞机利用伏尔地面台测向,利用塔康地面台的测距部分测距。军用飞机则利用塔康地面台测向和测距。通常把塔康天线装在伏尔天线

### 塔康空对空测距

Tacan air-to-air distance measuring

塔康空对空测距就是在现在机载塔康收发信机的基础上增加适当的控制转换电路,以实现飞机与飞机之间的距离测量,可以协助飞机完成编队、防撞、空中加油等任务。

### 塔康空对空测向

Tacan air-to-air direction-finding

塔康空对空测向就是对主控飞机的机上塔康收发信机进行适当改进,使其提供与塔康地面导航台所提供的方位信息相类似的方位信息。其它飞机就可利用普通的塔康机上接收机测量出它与主控飞机的相对方位,与空对空测距相配合可协助飞机完成编队、空中加油等任务。

### 逆式塔康

inverse Tacan

逆式塔康就是将具有九瓣(或单瓣)心脏形方向性图的小型天线装在飞机上,也使方向性图每秒转15转,而地面导航台则使用无方向性天线,同时不再发射参考脉冲信号,这时机上塔康收发信机经过适当改进也可测量出飞机至地面导航台的距离和相对方位。逆式塔康中地面导航台简单轻便,容易架设,适合于空投等战术使用。

### 扇形塔康

sector Tacan (SETAC)

扇形塔康是在塔康的基础上研制的一种飞机引进着陆系统,能在着陆跑道方向左右18度的范围内向飞机提供精确的方位信息、仰角信息和距离信息。地面设备由A台和E台组成,A台提供方位和距离信息,E台提供仰角信息。机上设备是在塔康机上设备的基础上经过改进而形成的。

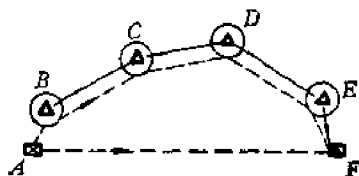
### 区域导航

area navigation

区域导航是当前航空导航中一种新的发展趋向。自从测向、测距系统伏尔、地美依等出现以后,盛行着一种点到点的飞行,它沿着伏尔台的辐射形方位线建立航路,由地美依提供航程距离数据,这种航迹引导在飞行中是十分方便的。但是,它只限于在地面台的覆盖区域内飞离或飞向地面台。当起飞点A及着陆点F没有建立地面台(或者地面

台不能覆盖整个  $AF$  航路) 时, 只能依靠  $B$ 、 $C$ 、 $D$ 、 $E$  点的地面台作  $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D \rightarrow E \rightarrow F$  的绕道飞行。这样使航程大为增加, 同时, 因为建立的航路均通过或到达地面台, 造成地面台上空的航道交叉和拥挤。建立新台或重新布台还是很难满足各种航路的需要。一个合理的解决办法是充分利用地面台作用范围所及的空域, 做到不仅能在以地面台为起点的辐射线上设置航路, 而且可以在地面台覆盖的区域内任意地设置航路, 机上无需作图或额外处理就可直观地得到位置数据、航向、航程, 这种航迹引导的方法称为区域导航。区域导航可以由测向测距系统来完成, 也可以利用双曲线或其他的导航系统来完成。一些自备式导航设备 (惯性导航、多卜勒雷达) 也能引导飞机沿任意的航路飞行, 它们也具有区域导航的能力。

区域导航设备主要包括各种导航设备 (伏尔、地美依、空中数据系统等)、区域导航计算机和控制显示器等。计算机从各种导航设备取得数据, 经过计算, 给驾驶员和领航员显示航迹引导数据, 也可直接控制自动驾驶仪。



飞行路线图

### 区域导航计算机

area navigation computer

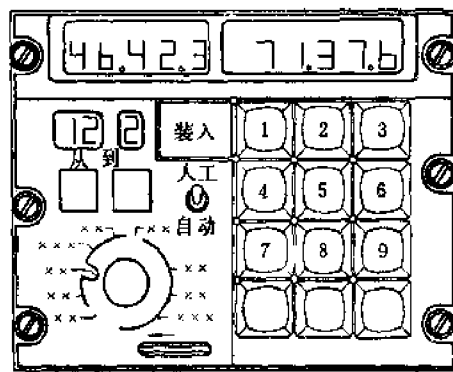
区域导航计算机是一个机载小型通用计算机。在区域导航中, 飞机在起飞前, 把它沿途经过的航路点、需要利用的地面台和有关的地图等加以编号, 并把它们的地理位置及有关数据存入计算机内。飞机飞行的过程也就是计算机按顺序沿预定的航线依次计算通过这些航路点的过程。区域导航计算机的

输入信息来自两个方面: 一个是通过计算机接口设备, 从多种导航传感器 (如伏尔、地美依、惯导、空中数据设备等) 获得信息, 由计算机自动完成取数过程。另一方面是由领航员用人工方法从控制显示面板上送入信息。然后由计算机进行计算。输出有两种用途, 一种是供控制面板上显示用, 领航员根据需要可以把控制用的波段开关旋至某一特定位置, 则该位置所对应的导航参数就自动在数码管上显示出来, 例如, 当时飞机位置的经纬度, 预计到达下一航路点的所需时间, 飞机尚存有的油量等。另一种是供自动驾驶仪用, 即把计算所得到的有关数据自动送入驾驶仪, 后者根据这些输入数据进行自动调整, 以保证飞机沿预定的航线飞行。除上述任务外, 计算机还可以自动选择最合适的地面台。在备有自动图像显示设备时, 计算机还用来自动选择和显示最合适的地图。

### 区域导航的控制显示

control and display for area navigation

为便于驾驶员、领航员工作, 在机舱内设有一个控制区域导航计算机工作及将该计算机的输出加以显示的设备。其面板由两部



控制显示器示意图

分组成。一部分是给计算机装入所需数据的按键及控制计算机工作的选择开关; 另一部分是以数码管组成的显示设备。所以实际上这是一个区域导航计算机的控制及显示台。

驾驶员及领航员通过它可以随时获得所需的导航参数,以便正确引导飞机至预定目的地。

### 自动图像显示

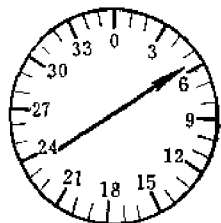
automatic picture display

为了让驾驶员、领航员直观地了解飞机当时所处的地理位置、它周围的地理情况及地面导航设备的有关情况,最合理的办法是将上述情况直接在一个特定的地图上显示出来。这就需要首先将一个特定的地图显示出来,然后把飞机的当时位置及航迹同时直接在这一地图上显示出来。显示地图的办法有两种:一种是把地图先摄在胶片底片上,用背投影法把它反射到一个显示平面上;另一种是利用计算机将地图的有关数据事先贮存在存储器内,然后把它显示在示波器上。利用区域导航计算机的输出数据就可以把当时飞机的位置及航迹同时在地图上显示出来。根据飞行的需要,可以事先制作好多幅各个区域的地图,并加以编号。当飞机飞临某一区域的上空时,驾驶员、领航员可以选择该区域的地图编号,操纵控制按键,该区域的地图及有关飞机的位置就可以自动地直接显示出来。这一选择图号的过程也可以由计算机自动完成。使用自动图像显示后,对于引导飞机安全飞行,特别是在复杂地形地区飞行(如在山区上空飞行避免与高山碰撞)会带来很大的好处。

### 全方位指示器

omni-bearing indicator

全方位指示器用来在 360 度范围内指示电台磁方位。它有一个固定的在 360 度范围内刻度的圆刻度盘和一根可转动的指针。指



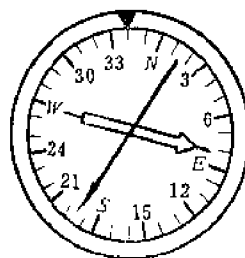
全方位指示器示意图

针受伏尔(或塔康)接收机电信号驱动,其箭头所指刻度即为伏尔(或塔康)地面导航台相对于飞机的磁方位。

### 无线电磁指示器

radio magnetic indicator

无线电磁指示器是一个复合指示器。它有一个固定三角标志,表示飞机机首方向;有一个可在 360 度范围内转动的圆形刻度盘,由飞机磁罗盘的电信号驱动,其对准固定标志的刻度指示飞机的磁航向;有一根可转动的细实指针,由无线电罗盘的电信号驱动,其箭头所指度盘刻度指示地面导航台相对飞机的电台磁方位,而其指针与固定标志的夹角指示飞机的电台航向;还有一根可转动的空心指针,由伏尔(或塔康)接收机的电信号驱动,其箭头所指度盘刻度指示伏尔(或塔康)地面导航台相对于飞机的电台磁方位,而其指针与固定标志的夹角指示飞机的电台航向。空心指针也可像细实指针一样,供给另一个无线电罗盘使用,指示另一个电台的电台方位和电台航向。一旦指针对准固定标志,即表示飞机是在对准所选的导航台飞行。



无线电磁指示器示意图

### 全方位选择器

omni-bearing selector

全方位选择器能在 360 度范围内以指针或数字形式选择任一预定的伏尔(或塔康)电台方位作为飞机飞行航道。当飞机沿所选定的航线飞行时,与全方位选择器配合使用的偏离指示器无偏差指示。当飞机偏离航线时,

偏差指示器即出现偏差指示, 飞行员根据偏差指示信号来修正飞机的航向。

### 向台/背台指示器

to/from indicator

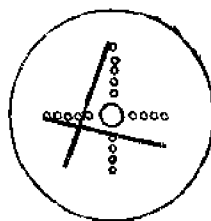
向台/背台指示器是与方位选择器配合使用的指示器。当飞机向着伏尔(或塔康)导航台飞行时, 显示“向台”信号。当飞机飞离伏尔(或塔康)导航台时, 显示“背台”信号。该指示器通常与全方位选择器和偏离指示器装在一个指示仪表内。

### 偏离指示器

deviation indicator

偏离指示器一般是一个十字交叉指针式的指示器。其垂直指针指示航线偏离, 无航线偏差时, 垂直指针在中间位置; 有航线偏差时, 垂直指针向左或向右偏(有的是指针偏转, 也有的是指针平移)。在配合仪表着陆系统着陆时, 垂直指针用来指示着陆航向的偏离; 水平指针用来指示下滑线的偏离。下滑线对准时, 水平指针在中间位置; 下滑线有偏差时, 水平指针向上或向下偏开(有的是指针偏转, 也有的是指针平移)。有时偏

离指示器与全方位选择器和向台/背台指示器装在一起。



偏离指示器示意图

### 距离指示器

distance indicator

是一种用来指示飞机至导航台距离的仪表, 通常用数字显示。

### 警旗

flag alarm

警旗用来表示指示器所指示的信息是否可信。它通常是装在指示器上的一块红色挡板。当设备工作正常, 指示信息可信时, 警旗隐蔽起来; 当设备不工作或工作不正常, 指示信息不可信时, 警旗露出窗口以示警告。有时警旗也可用告警指示灯代替。

## 五、双曲线导航系统

### 双曲线导航系统

hyperbolic navigation system

双曲线导航系统就是指用双曲线位置线相交实现导航定位的系统。形成双曲线的几何原理是：到两个固定点的距离差为常数的动点之轨迹，是以这两个固定点为焦点的一条双曲线。平面上两条双曲线相交就确定出一个点。

按测定距离差所用的无线电参数的不同，双曲线系统可分为：1)测定两个脉冲信号之间的时间差得到距离差的称脉冲双曲线系统，如罗兰-A。2)测定两个连续波信号之间的相位差得到距离差的称相位双曲线系统，如台卡、奥米加。3)同时测定两个脉冲信号的时间差及其包络内载频的相位差得到距离差的称脉冲相位双曲线系统，如罗兰-C、罗兰-D。

双曲线系统中，待定点(通常是运动体)不必装备发射装置和高精度的计时装置，只需接收装置就可以实现精确时差测量。用户数量不限，设备简单、便宜，故双曲线导航系统获得了广泛的应用。

### 台对

pair of stations

可供观测者测定一条双曲线位置线的两个地面台组成一个台对。它们是双曲线位置线的焦点，通常称主台、副台(或称焦点台)。组成台对的两个台必须采用某种方法使两台发射的信号保持严格的同步关系。

### 主台

master station

通常把台对中作为基准的那个台称为主台，从属于主台的另一个台称为副台。工作

中一般在副台上进行调整，保持台对的同步，主台进行监测。几个台对可以由一个公共的主台和几个相应的副台组成。

### 副台

slave station

见“主台”。

### 同步

synchronization

组成台对的地面台所发射的信号必须在时间上或相位上保持某种严格的特定的关系，称为同步。同步往往采用主、副台对收发的方式来实现。由于现代原子钟的发展有可能应用另一种同步方式，即依靠各台的计时装置(原子钟)的守时能力，按预定程序发射信号，在必要时比对调节。

### 同步误差

synchronous error

由于电波传播的不稳定性、噪声影响以及副台的设备误差等原因，致使主、副台发射的信号不同步，造成同步误差。同步误差对用户的定位精度有很大影响，通常由主台或监测站监测，当同步误差超过允许值时告警，通知副台修正。

### 基线

baseline

组成台对的两个台在地面上的最短连线称为基线。

### 独立基线

individual baseline

脉冲或脉冲相位双曲线系统中，各个台对工作在各不相同的脉冲重复周期上，它们组成的各条基线称为独立基线。如果几个台对工作在相同的脉冲重复周期上(它们相互

间用不同的时间延迟来区别),这些台对组成的基线称为同步基线。

### 同步基线

synchronous baseline

见“独立基线”。

### 台链

chain of stations

基线连接在一起的若干台对组成台链。台链用来构成一定的工作区,台链中各台对的工作频率或信号重复周期常常具有某种关系。如台卡链由主台和红、绿、紫三个副台组成,按星形布置,各台工作的基波频率相同。罗兰-C链由三个以上的台组成,各台发射信号的载频及脉冲重复周期相同。

### 罗兰

Loran

罗兰一词是远程导航(long range navigation)英文字头缩写(LORAN)的译音,是第二次世界大战时开始发展的脉冲式双曲线定位系统。目前已有A、B、C、D四种类型。罗兰-B因周期识别困难而停止了发展。1943年就开始装备的罗兰-A系统,工作在1.75~1.95兆赫的频段上,主要用于海上航线。1960年正式装备的罗兰-C系统,工作在100千赫频率上,并引入了比相、多脉冲编码、相关检测等技术,因此获得了比罗兰-A系统更大的覆盖区、更高的精度和自动化程度,成了广泛应用的远程系统。1968年实验成功的罗兰-D系统,技术上全面地继承了罗兰-C系统,其特点是地面台功率小,因而覆盖区比罗兰-C小,但地面台上的所有设备(发射天线、发射机、定时器等)均可以装箱空运搬迁,高度的机动性使它成为军用战术导航系统。

早期资料中的罗兰系指罗兰-A系统,新近资料中的罗兰泛指罗兰-A、C、D等。

### 罗兰-A

Loran-A

脉冲双曲线导航系统。1940年开始研制,1942年命名为罗兰,1943年开始装备。

主要用于海上,其脉冲发射功率为160千瓦,地波达700哩(精度0.5~1哩),天波达1400哩(精度1~3哩)。目前是一种国际上通用的海上无线电导航系统。

尽管“罗兰”一词是远程导航的英文译音,但现在只能算是中程导航系统。

### 标准罗兰

standard Loran

即罗兰-A。1943年罗兰-A系统装备后,应用不断扩大,因此,1946年秋在国际民航组织的专门通信技术委员会会议上建议罗兰-A为标准远程导航系统,1954年国际民航组织确认罗兰-A作为实验标准系统。故罗兰-A又名标准罗兰。

### 台对名称

designator for a pair of stations

为避免相互干扰和便于识别,罗兰-A各台对工作在不同的载频和不同的脉冲重复周期上,并以此作为该台对的代号,如2L4——即载频为1850千赫,脉冲重复周期为39600微秒(从基本重复周期40000微秒内减去400微秒)。

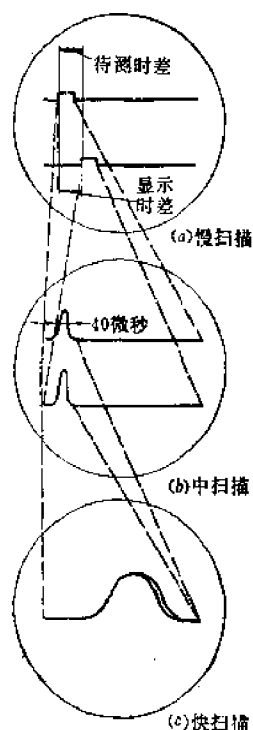
罗兰-A系统的载频和脉冲重复周期如表:

载 频 (千赫)	基本脉冲重复周期 (微秒)	特殊脉冲重复周期 (微秒)
1—1850	H—30000	0—基本PRI
2—1850	L—40000	1—基本PRI-100
3—1950	S—50000	2—基本PRI-200
4—1750		3—基本PRI-300
		4—基本PRI-400
		5—基本PRI-500
		6—基本PRI-600
		7—基本PRI-700

### 罗兰-A 扫描

Loran-A sweep

为提高时差测量精度, 罗兰显示器具有三种扫描方式: 慢扫、中扫、快扫。慢扫时把整个脉冲重复周期用两条扫描基线显示在示波管荧光屏上, 可将主、副台信号分别套入台座中; 中扫时将慢扫的台座部分展宽; 快扫时将中扫线的左边部分进一步展宽, 同时使上、下扫描重合, 用来观察信号前沿的精确重合。综合三档扫描的结果, 测时差精度可达 1 微秒左右。



罗兰-A测量方法

## 罗兰图

Loran chart

将标有罗兰系统时差读数的双曲线网复印到有经纬度线的海图上, 称为罗兰图。用内插法可从时差读数找到相应的双曲线, 两条双曲线的交点即可定位, 可以立刻获得地理坐标。

## 罗兰表

Loran table

根据罗兰台址可将工作区中诸点的罗兰时差读数与地理坐标 (经度和纬度) 的对应

数据计算出来, 列表成册, 称为罗兰表。计算时可以考虑若干因素作适当修正, 故准确性较罗兰图为高, 但使用较繁, 且不直观。

## 罗兰-C

Loran-C

低频脉冲相位双曲线远程导航系统。由罗兰-A 系统发展而来。1953 年开始实验它的前身西塔克 (CYTAC), 1957 年研制成功, 更名为罗兰-C 系统, 1959 年正式装备, 现已建 8 个台链, 31 个台, 均在北半球, 覆盖四分之一海域。开始向综合利用和陆上应用发展。

罗兰-C 系统主要技术特点是: 1. 采用 100 千赫作载频, 地波传播延时非常稳定, 衰减小, 故精度高, 距离远; 2. 无多值性, 粗测靠包络测量来实现; 3. 精密时差测量靠载频比相来实现; 4. 消除天波干扰靠脉冲工作方式和采样技术来实现; 5. 提高平均发射功率的方法是脉冲组工作方式; 6. 抑制干扰和自动化程序是靠相位编码技术和相关检测技术; 7. 台链区分是靠选用不同脉冲组重复周期; 8. 主、副台区分是靠不同编码 (自动接收机) 和主台多发一个脉冲 (人工接收机)。

## 罗兰-C 脉冲组

Loran-C group of pulses

罗兰-C 系统每个重复周期发一组脉冲。主台脉冲组由九个包络形状相同的脉冲组成, 前八个等间距 1000 微秒, 第九个脉冲距第八个脉冲为 2000 微秒; 副台由八个脉冲组成, 间距 1000 微秒; 主台第九个脉冲用于主、副台视觉识别和同步故障告警。

## 组重复周期

group repetition interval (GRI)

即罗兰-C 脉冲组重复发射的时间间隔。组重复周期的倒数, 即每秒钟发射的脉冲组数, 叫重复频率。罗兰-C 系统各链选用不同的重复周期, 以示区分。罗兰-C 常用的



脉冲组重复周期有 32 种, 见表:

罗兰-C 脉冲组重复周期表

单位: 微秒

代 号	S	SH	SL	SS
基本 GRI	50000	60000	80000	100000
特殊 GRI				
1	49900	59900	79900	99900
2	49800	59800	79800	99800
3	49700	59700	79700	99700
4	49600	59600	79600	99600
5	49500	59500	79500	99500
6	49400	59400	79400	99400
7	49300	59300	79300	99300

### 罗兰-C 相位编码

Loran-C phase code

罗兰-C 相位编码的实质就是按预定顺序改变脉冲组中各脉冲的包络与载频初相之间的关系。采用二相 ( $0$ 、 $\pi$ ) 二周期(原、补)互补码。互补的含义是, 轮流发原码和补码, 原码和补码的自相关函数边峰相同, 但极性相反, 因此代数和边峰为零。

目前罗兰-C 实用码如下:

原码	补码
主台 + + - - + - + -	+ - - + + + + +
副台 + + + + + - - +	+ - + - + + - -

### 罗兰-C 告警

Loran-C alarm

罗兰-C 系统的主、副合同步公差约为  $\pm 0.2$  微秒, 如果发现超过公差就用脉冲闪烁的方式发出告警。主台闪烁第九脉冲。首先闪烁字母 R 的莫尔斯电码 ( $\cdot - \cdot$ ), 接着是一、二、三或四个字母 E 的莫尔斯电码 ( $\cdot \cdot$ ), 分别表示 X、Y、Z 或 W 基线同步超过公差, 不能使用, 闪烁周期为 12 秒; 超过公差的基线上的副台闪烁它的前两个脉冲, 接通 0.25 秒, 断开 3.75 秒, 周期为 4 秒。

### 罗兰-C 发射机

Loran-C transmitter

罗兰-C 发射机除产生高功率之外, 一个

特殊要求是保证调制脉冲前沿严格符合信号设计的要求, 末级采用反馈方式展宽频带。罗兰-C 发射机已有几种型号, 脉冲功率最大的达 4 兆瓦。一个新的设想是采用积木式方法, 每块微型组件产生 200 千瓦的脉冲功率, 组合后可达 3.2 兆瓦的脉冲功率。

### 罗兰-C 定时器

Loran-C timer

定时器是地面台的心脏, 完成分频、脉冲编组、相位编码、发射系统闭环调节及台间同步监视与测量等任务。

### 罗兰-C 接收机

Loran-C receiver

是用罗兰-C 系统导航定位的用户的主要设备, 用以检收罗兰-C 信号, 完成搜索、跟踪、锁定、测量等工作程序, 获得时差读数。再查阅图表或送入坐标变换器, 就可以确定接收机所在的地理位置。随着罗兰-C 系统的发展, 已有多种型号的罗兰-C 接收机。从原理上分, 有人工的、半自动的、全自动的; 从器件上分, 有电子管的、晶体管的、固体电路的; 从跟踪系统上分, 有机电式、模拟式、数字式; 从使用对象上分, 有地面车辆用的、舰用的、机载和人背的等等。

### 罗兰-A/C 接收机

Loran-A/C receiver

是一种组合式接收机, 可接收罗兰-A 和罗兰-C 两种系统的信号, 完成导航定位。除备有两种系统的重复周期之外, 还具有两者的射频通道。在用罗兰-C 系统定位时, 只用罗兰-C 脉冲组中第一个脉冲的包络, 不能发挥多脉冲和比相技术的优点, 因此精度远不如罗兰-C 接收机。

### 罗兰-C 导航计算机

Loran-C navigation computer

罗兰-C 导航计算机是一种专用实时数字计算机, 在罗兰-C 导航系统中实现自动搜索、自动识别天地波、自动跟踪、自动变

换时差数据为经纬度、待行距离和方位及驾驶指令的功能。

它的基本组成同小型定点通用计算机类似,但根据专用控制机的特点,增加一些接口逻辑,且磁心存贮器有活动及固定二种,前者用于一般运算,保存计算的中间结果,后者用来保存计算常数,检测阈值、地面台参数及电波传播修正数据等。

罗兰-C 计算机型号较多,早期采用串行机,目前多数为并行机。计算机规模一般为:存贮容量在 4096 以内,字长不超过 32 位,平均速度十万次/秒左右。广泛采用固体组件、中规模或大规模集成电路。

### 位置坐标转换计算机

coordinate conversion computer

在使用双曲线导航系统(如罗兰或奥米加系统)时,接收者为了取得定位点的地理坐标,可有两种方法:一是用手工在一种既标有时差数据的双曲线位置线又有经纬度的航(海)图上作图以确定位置;另一是采用数字计算机把接收测量的时差数据,通过代数运算和求解球面三角方程以获得接收点的地理位置,完成这一功能的计算机称为位置坐标转换计算机。

人工作图法需要耗费时间,对于高速运动体,它在标图时间内位置将发生很大变化,因此不可能高精度地瞬时定位。坐标转换计算机具有很高的运算速度,它仅仅在零点几秒之内便能将时差数据自动变换成即时位置经纬度及到预定目的地的方位距离,以数码形式显示给领航员,因此,带有坐标转换计算机的自动跟踪接收机,可获得高精度的、连续的、即时的位置信息。

### 坐标转换误差

coordinate conversion error

导航系统中直接测得的导航参数往往要经过计算机的计算或者利用人工查图查表再换算成所需的经纬度或相对目标的方位、距

离等,由于地球形状是不规则的,解算公式也存在近似性以及计算机的位数有限等原因,造成了坐标转换的误差。

### 罗兰-C 授时

Loran-C timing

指远程导航系统罗兰-C 兼作授时用。此时主台应接受国家时间标准的控制,按协调世界时发射信号。因 100 千赫信号的传播很稳定,因此授时精度可比短波授时精度高三个数量级。

目前八个罗兰-C 导航台链中有六个工作在协调世界时上,地波授时达 3000 公里,精度 1~3 微秒;天波授时 5000~10000 公里,精度约  $\pm 25$  微秒。

### 零值星历表

null ephemeris table

人为地规定以 1958 年 1 月 1 日协调世界时的 00 时 00 分 00 秒为基准,所有罗兰-C 台链的主台发射脉冲组中的第一个脉冲,按着这个假定逐年逐月逐日地推算出各链主台脉冲组应发的时刻,造表印发给各用户,此表称零值星历表。主台按此表发出自己的信号,用户据此表可以大致知道脉冲发出的时间,避免脉冲组重复周期的多值性。

### 秒脉冲

pulse per second (PPS)

为满足授时用户视觉获取秒信号,罗兰-C 除发导航信号外,主台每秒时刻还发一个脉冲作为秒的标记,称为秒脉冲。当秒脉冲与导航脉冲组重叠时,可将前者省掉。

### 罗兰-C 着陆

Loran-C landing

用远程导航系统罗兰-C 作着陆使用的一个设想:由罗兰-C 接收机、数字式气压高度表、电子计算机组成。从罗兰时差读数和高度数据解算出距着陆点的距离、航向偏差、下滑偏差,实施二级着陆。

**罗兰通信**

Loran communication

对罗兰-C 脉冲组再编码调制,通信码可用莫尔斯码或伪随机码。每字有六位,其中一个为起始位,五个是信息位。再编码对导航信息稍有损失。

**罗兰转发 (罗尔特)**

Loran retransmission (Loret)

用微型罗兰前置放大器接收罗兰-C 信号,调制甚高频发信机,从天线转发出去,地面的或机载甚高频接收机收到后,可解出调制信号(即罗兰时差读数),便可知道发信台的位置。罗尔特设备很小,便于伪装投放到侦察地区作侦察用或飞行员随身携带实施失事营救以及装入武器内作武器制导用。

**罗兰导弹 (罗密斯)**

Loran missile (Lomis)

罗兰-C/D 系统的一种军事应用。弹头中装入微型罗兰前置放大器及信息处理器,接收和放大罗兰信号,产生时差和驾驶指令。使用时装入目标的地理坐标,大大提高命中率。

**远程和战术导航 (罗坦)**

long-range and tactical navigation (Lortan)

由罗兰-C/D 接收机、坐标变换器、控制指示器及地图显示器等组成的自动导航系统。可以自动地接收罗兰-C/D 信号,连续地在图上显示运动体的当时位置。

**罗兰-D**

Loran-D

罗兰-D 系统向战术应用方面的发展,基本技术与罗兰-C 相同。可以说是地面台能搬迁的小型罗兰-C 系统。罗兰-D 与罗兰-C 的区别在于:1. 发射天线高度降至 100 米左右,结构便于折、架、装箱;2. 发射机脉冲功率降至 100 千瓦左右,固态积木式结构;3. 每组脉冲数目加倍,即在罗兰-C 的八个脉冲

中又插入八个,脉冲间距从 1000 微秒变成 500 微秒;4. 由于近距离上天波延时比较大,允许采样点从 30 微秒处移至 60 微秒处。

目前罗兰-D 可达 500~800 哩的有效距离和  $1/4$  哩的定位精度,其重复精度可达 18 米。

罗兰-D 只限于军用,无固定台址。

**瞬时罗兰**

instantaneous Loran

是对罗兰-D 地面台战术机动性的形容。全部装箱空运的罗兰-D 地面设备,12 人 10 小时便可安装完毕,投入工作。

**背包罗兰**

manpack Loran

指微小型罗兰-C/D 接收机。采用大面积金属氧化膜集成电路,罗兰-C/D 接收机的重量可减至 2 公斤左右,像背包一样由人来背着,加上一个 227 克的坐标变换器,可以自动地给出经纬度。

**罗兰-D 发射机**

Loran-D transmitter

输出脉冲功率为 100 千瓦的发射机由 10 个组件堆积而成,一个组件因故障停止工作,不影响其余组件的工作,因此不必整机备份。新造的罗兰-D 发射机结构又作了改进,功率和效率又有提高,用可控硅取代原来的晶体管,在 120 米的发射天线上辐射 40 千瓦的脉冲功率。

**罗兰-C/D 接收机**

Loran-C/D receiver

能接收罗兰-C 和罗兰-D 两种系统的信号,完成导航定位的接收机。

**台卡**

Decca

低频连续波相位双曲线导航系统。用于海上近程高精度定位。工作频率 70~130 千赫,通常由一个主台(在中央)和三个副台(红、绿、紫在周围)组成,呈星形布局。各台以不同发射频率区分。选定基波频率  $f$  后,

主、红、绿、紫各台分别在  $6f$ 、 $8f$ 、 $9f$ 、 $5f$  上发射相位同步的连续波信号。接收机将收到的信号经倍频在  $24f$ 、 $30f$ 、 $18f$  上分别测出红、绿、紫三种相位差,从印有台卡位置线的海图上找到相应的双曲线的交点获得定位。地面发射天线高 100 米,发射机功率 2 千瓦,作用距离 500 公里左右。因无法消除自身的天波干扰,夜间天波很强,工作稳定性较差。增加发射台的功率不能改变天、地波的比值。

### 台卡基波频率

fundamental frequency of Decca

台卡链中各台不在同一载频上发射,但各台频率之间有一个最大公约数  $f$ ,  $f$  即为基波频率,各台链的  $f$  取  $14\sim 14.33$  千赫中一个特定值,以示台链区别。例如,取  $f = 14.166$  千赫,则各台发射频率如下:

主台	$6f$	85.000 千赫
红台	$8f$	113.333 千赫
绿台	$9f$	127.500 千赫
紫台	$5f$	70.833 千赫

### 台卡比较频率

comparison frequency of Decca

因主、副台发射频率不同,比相是在两个频率的最小公倍数上进行的。因此比较频率较各台频率都高。

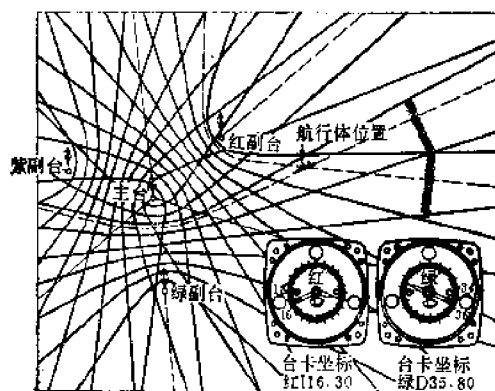
台	发射频率 (千赫)	比较频率 (千赫)	基线上巷道宽度 (米)
主	$6f$ 85.000		
红	$8f$ 113.333	$24f$ 340	440
绿	$9f$ 127.500	$18f$ 255	587
紫	$5f$ 70.833	$30f$ 425	352

### 台卡计

Decometer

即台卡测量指示器,有红、绿、紫三个,用指针度盘方式显示三组台卡双曲线坐标。台卡坐标由分巷道、巷道和区域三部分组成。

表头内圈刻度为  $0.01\sim 1.00$  的百分之一巷道数(分巷道数)。外圈刻度为巷道数,规定红副台组的巷道数为  $0\sim 23$ ;绿副台组为  $30\sim 47$ ;紫副台组为  $50\sim 79$ 。表头窗孔内的字母为区域标志,取  $A$  至  $J$  十个英文字母顺序表示十个区域,第十一个区域开始重复这一顺序。从台卡计读出坐标后可在台卡图上找到相应的位置线。如红台卡计读数为  $I$  16.30,首先在图上找到红台组的  $I$  区域,再在  $I$  区域中找到第 16 个巷道,最后在该巷道中得到分巷道数为 30 的那条双曲线即为红台卡计指示的位置线。按同样方法找到绿台卡计指示的位置线,两位置线的交点为船舶所在位置。



台卡计与台卡定位图

### 巷宽

lanewidth

台卡系统是通过测量连续波相位差的原理工作的,在比较频率上比相时,测量基于连续波比相,每经过一个周期(即  $360^\circ$ ),就会重复出现相同的相位(即时差)指示,叫相位多值性。相邻的两条相位读数相同而相位整周数差一周的位置线之间的距离称为巷宽(巷道宽度)。基线上的巷宽等于比相波长的一半。如红副台与主台的比较频率是  $24f$ ,约 340 千赫,基线上的巷宽约 440 米,绿副台组约 587 米,紫副台组约 352 米。

### 巷识别

lane identification

用一种精度较低而巷道较宽的粗测位置线来确定精测位置线所在的巷道,部份地或全部地消除精测位置线的多值性,称为巷识别。台卡系统可以发射辅助频率得到基波频率 $f$ (14~14.33千赫)上的粗格网,它在基线上的巷宽约10公里,称为一个区域。红副台组在一个区域中有24个巷道,绿副台组是18个巷道,紫副台组是30个巷道。利用这一粗测格网的读数就可识别精测读数是在这个区域的那个巷道中。

### 雷达克斯

Radux

雷达克斯是一种实验性的低频导航系统,它的信号是用200赫调制的40千赫或50千赫正弦波。试验后,又曾改用10千赫左右的甚低频信号进行发射,发射成功后,就改成了雷达克斯-奥米加组合系统。试验研究表明,由于40千赫信号的频率偏高了点,其衰减较大,系统基线不能太长,以致10千赫信号在远距离处导航定位的几何精度不可能较高。所以,用这样两个频率组合使用的系统,不能作为超远程无线电导航系统。

### 奥米加实验系统

Omega test system

在雷达克斯-奥米加系统一系列实验基础上,又试验了10.2千赫单一频率信号传输的稳定性,证实用甚低频信号导航定位的精度可达到1涅左右。以后又进行了10.2千赫和13.6千赫双频发射等大量实验,1960年初组建了奥米加实验系统。对此实验系统,曾用10.2千赫信号在许多观测点上实测了相位差读数,并与预测值比较,全面鉴定了甚低频信号的相位差测量,分析研究了用甚低频信号测量相位差的导航定位精度。并测定了该实验系统的有效作用距离。

### 奥米加系统

Omega system

一种甚低频连续波相位双曲线无线电导航系统,工作频率在10~14千赫,全球范围内定位精度均可达到1~2涅。从导航的几何精度分析,只要在地球上两极和赤道上四个等分点处各配一个发射台,共用六个台便可覆盖全球。但从实际可能出发,1971年国外曾确定奥米加系统由八个台组成,按规定的台序依次设在挪威(A台)、特立尼达(B台)将改在利比里亚)、夏威夷(C台)、美国北达科地(D台)、非洲留尼汪岛(E台)、阿根廷(F台)、澳大利亚(G台)、日本(H台)(图1)。

这些台站的规模庞大,设备性能要求高,建造比较困难。全系统完成时间最初计划是1972年,后来又逐年推迟,有的台的具体位置尚未最后选定。

每个发射台主要由原子钟、定时器、发射机、调谐网络、天线以及通信设备、监测设备等组成,如图2所示。

各个台按规定的信号格式辐射多个频率的信号,信号频带小于10赫,额定辐射功率为10千瓦,作用距离六千多涅。

奥米加系统的任何两个台之间的距离均大于五、六千涅。全球任何地点的飞机、船舶上的奥米加接收机,至少可接收到五个奥米加台的信号,并可从中选取三个台的信号测得两条位置线,其基线张角不小于120度,位置线交角不小于60度。这样,导航定位的精度比较高,在各种气候条件下,白天为1涅,夜间为2涅。并且因为系统采用的信号是甚低频频段的,它在海水中传输衰减减小(比罗兰-C系统采用的低频信号的衰减减小三倍多),在水下一二十米左右航行的潜艇也可用奥米加系统导航定位。

由于甚低频传播在一定的范围内相关性较好,因此在一些有条件的地方可增设监测站,在其周围的适当区域内可采用“差奥米加”、“微奥米加”、“阿尔法奥米加”等方法,

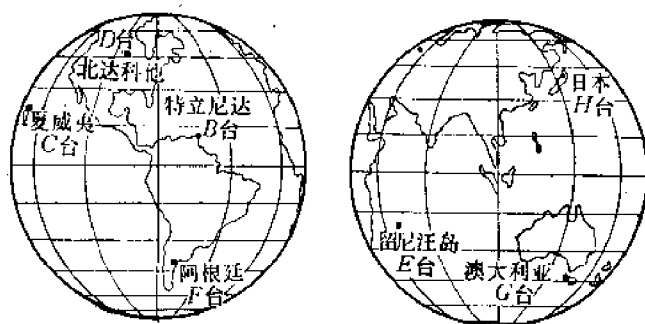


图1 奥米加系统台址

较显著地改善定位精度。

在奥米加系统的每个台上均使用了四个高稳定的铯频率标准，它们逻辑组合输出稳定的定时信号。这是一个精密的频率、时间源，所以奥米加系统也可兼顾全球范围的授时，用信号包络授时的精度达毫秒量级，用载频相位授时的精度可达3微秒，甚至1微秒左右。另外，频率传输的精度也可在 $1 \times 10^{-12}$ 左右，若用新技术，还可提高些。

#### 奥米加巷识别

##### Omega lane identification

奥米加系统和其它相位导航系统一样，距离差的变化超过一个巷宽时，相应的相位差测量结果就超过一个相位周（即360度），此时就需要进行相位整周数的识别，即巷识别。奥米加的巷识别，由于甚低频信号包络测量误差大大超过一个巷宽，无法用包络测量来解决，而是用测量两个不同频率信号的差频相位来识别精测相位的相位周数（即巷道数目）。其具体方法简述于下：

以第一级巷识别为例，如图所示原理，为了判别第一信号频率（10.2千赫）上精测相位差的相位周数，需要测量第一信号频率与第二信号频率（13.6千赫）的差频（3.4千赫）之相位，由于第一差频的巷宽比第一信号频率的巷宽大两倍，因此可在第一差频的巷宽范围内识别出第一信号频率上精测的巷道数目。依此类推，第二级巷识别是用第三信号频率（11.3千赫）与第一信号频率的

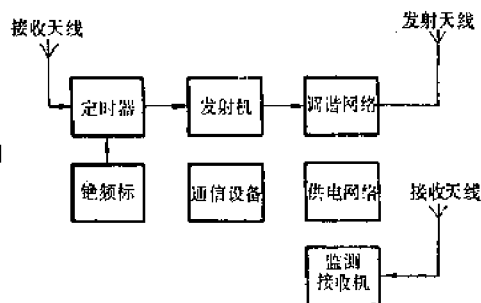
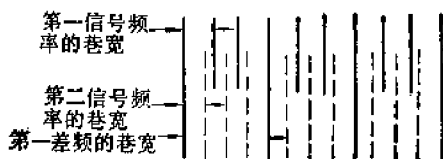


图2 奥米加系统发射台方框图

差频（1.13千赫）相位测量结果，在此第二差频（1.13千赫）的巷宽范围内识别出第一差频（3.4千赫）上粗测的巷道数目。也就是说，经过这样两级巷识别，便将精测频率（10.2千赫）的巷宽（8涅）扩大到第二级粗测频率（1.13千赫）的巷宽（72涅），对于低速运动体来说，这个72涅的巷宽已大于推算航位的精度，不必再进一步巷识别了。但对高速运动体来说，72涅的巷宽还不够大，还需要增加第四个、第五个频率的信号，以便在更大的范围内进行巷识别。

巷识别的相位测量要涉及到两个以上频率的信号，其测量的随机误差会比单一频率信号相位测量的大些，但利用不同频率信号传播的相关性，当传播相速预测足够精确时，奥米加巷识别是可靠的。



奥米加第一级巷识别示意图

#### 奥米加信号格式

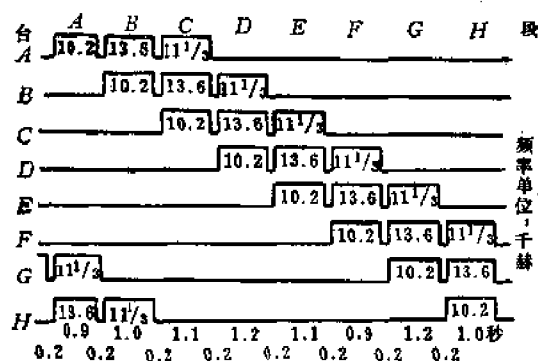
##### Omega signal format

奥米加系统除了要有精测频率外，为了满足巷识别的要求，还要有几个辅助的粗测频率，并且系统的八个发射台都要辐射这些频率。为了使满足这些要求的奥米加系统能正常工作，它采用了下图所示的信号格式。

这种信号发射方式,一方面可使每个台发射同一频率信号之时间互不重叠,另一方面可使各个台发射的相同频率信号传输到任何地点出现之时间也互不重叠。同时还要各个台每十秒发射周期的起始时刻严格地与格林威治标准时间同步。

从图所示信号格式还可看出,各个台虽然先后发射同样的三个频率信号,但它们持续时间的长短各不一样,这可称为时间编码,奥米加接收机就可利用它识别所接收到信号是属于那个台辐射的(即台识别),并依据它进行段同步。

此外,各个台在十秒重复周期内,还有剩余时间可辐射本台独特之频率,以传输附加信息(如,附加台识别信号、时间标准信号、台间通信等)。



奥米加信号发射格式

### 奥米加段同步

#### Omega segment synchronization

奥米加接收机为了能收到各个奥米加地面台按时间分割方式发射的各个频率信号,它必须将本机产生的各种时分脉冲(或称段信号)与各台发射的各个频率信号时间相对齐,这个过程就叫做段同步。

段同步可采用自动或手动方式。自动方式是在信噪比差时,奥米加接收机中采用信号积累技术对齐时分信号,实现段同步。普通接收机中只采用简便的手动方式进行段同步,它可利用与格林威治时间同步的标准钟、

有线或无线电信号、对准强信号起始时刻等方法,人工调准段同步信号。

### 奥米加天波修正表

#### Omega sky wave correction table

奥米加系统采用的甚低频信号受到电离层和地面的影响,其传播速度在不同时间和不同路径上是不一样的。利用奥米加接收机测得的时差数据导航定位时,计算所需之传播速度数据,除了采用奥米加海图上所假定的“地波相速”外,还须根据定位的时间、地点给予相应的修正。“奥米加天波修正表”就是为此修正而给出了各工作区域全年的每天、每小时相速变化之预测值。

整套表格有很多本。每本分别给出某个工作区域内一个奥米加工作频率的全年预测值,其中每张表格列出经、纬度各为4度的范围内全年之修正数据。这些修正数据由24行和24列组成。每行为全年中每半个月(即1月1日至1月15日是第一行,1月16日至1月31日是第二行,2月1日至2月15日是第三行,依此类推)之修正数据。每列为全天的每小时(按格林威治平均时间计)之修正数据。每个修正数据的单位是它所修正相速之工作频率的百分之一周期(又称百分巷或分巷)。

### 奥米加接收机

#### Omega receiver

奥米加接收机是接收奥米加系统信号的设备。根据不同的技术功能,有不同组成和性能的奥米加接收机,如,奥米加导航接收机、奥米加测频仪、奥米加测时计等。

奥米加导航接收机的基本功能是:测定三个或更多个奥米加台信号之间的相位差,从而判定观测位置上相交的奥米加等相位差线,由此便确定观测位置的坐标。其基本组成包括信号接收和检测、信号处理和相位测量、控制和显示。六十年代初期奥米加导航接收机的设计方案从模拟式发展到数字化

了,其后又用小型数字计算机代替所有的数字处理电路,发展成为带有计算机的奥米加导航接收机,高频级是超外差式的方案如图 1 所示(图中仅说明接收一个台单频的原理)。高频级是固定调谐的方案如图 2 所示

(图中仅说明接收一个台单频的原理)。

奥米加测频仪的基本功能是测定一个奥米加台的一个频率信号,用比较简单的超外差跟踪滤波器便可测量时间间隔或其倒数——频率。其组成如图 3 所示。

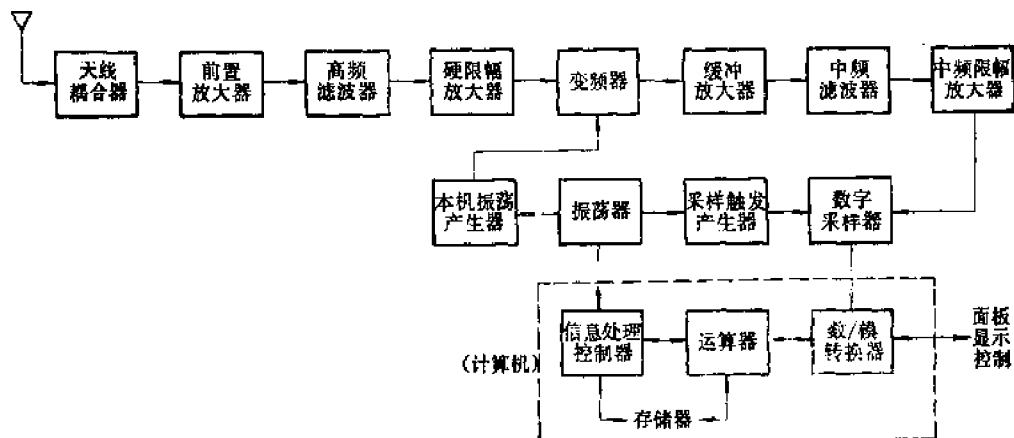


图 1 超外差式导航接收机方框图

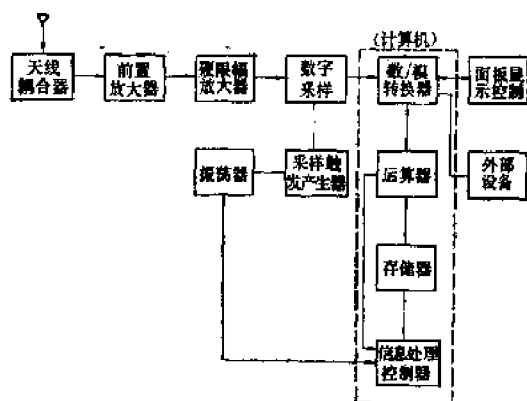


图 2 固定调谐式导航接收机方框图

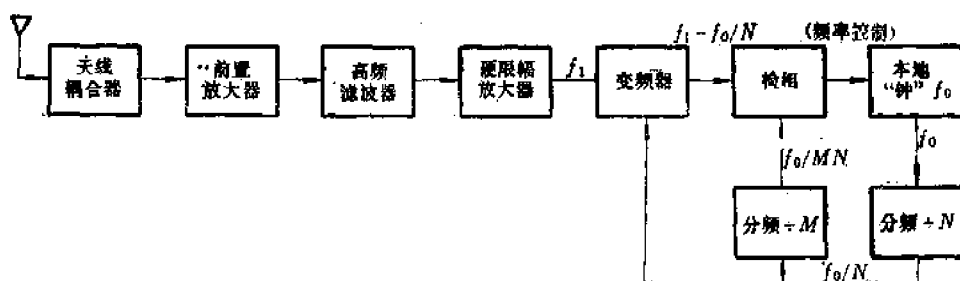


图 3 奥米加测频仪组成方框图



奥米加测时计的基本功能是：在奥米加时间信号受噪声或干扰的地方，用一个稳定的、无扰动地工作的准确表示奥米加时间的本地“钟”，与接收之奥米加信号比较、处理后，校正本地“钟”相对于奥米加标准时间的偏移。其基本组成如图4所示。

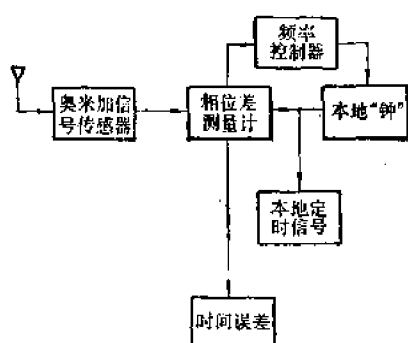


图4 奥米加测时计组成方框图

### 奥米加导航计算机

Omega navigation computer

奥米加导航接收机中所使用的一种电子数字计算机，最初只用作天波修正和坐标变换计算。目前发展为广泛地进行各种数据处理，诸如对接收到的奥米加信号进行采样积累、求相关函数以给出同步信号格式；与接收机构成锁相闭合环，实行数字相位跟踪；接收台对和频率的选择；巷识别；天线方向选择；水下电波传播速度修正等等。此外，它还可接收其它导航传感器送来的数据，以辅助奥米加接收数据实现最大概率位置的滤出和计算，成为全自动化奥米加导航所不可缺少的组成部分。

目前流行的奥米加导航计算机类似于通用计算机。它由运控部分、存贮部分和输入输出转换装置组成。字长多数为16位、存贮量8000字，单地址系统，速度不高，按加法时间约为20~30万次/秒。存贮器包含三种，内存一般存放有关常数、修正参数和程序；辅助存贮（如磁带）是补救内存的不足，它和内存可进行数据和程序传送，还可把数据和程序长期保存下来不受破坏；只读存贮器（又

称固定存贮器）用以存放有关函数计算、专门的特定计算的子程序。

### 铁塔天线

tower antenna

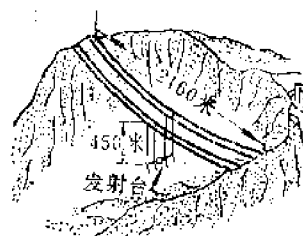
铁塔天线有两种形式。一种是塔体置于底座绝缘子上与地绝缘，由塔底串联馈电。另一种是塔体直接接触地，在离地适当高的地方并联馈电或用顶馈。为了提高效率，减少地损耗，常常在天线顶端加顶负载，在底部一定范围内的地面或地下铺设地网。有时需要将多个铁塔按适当间隔组成天线群，方向图由各铁塔的间距、电流大小和相位决定。接地天线避免了雷击，省去了昂贵的底座绝缘子，结构牢固。一般都采用均匀截面型铁塔天线。

系 统	频 率	天 线 高 度
台 卡	70~130千赫	100米
罗兰-A	1.75~1.95兆赫	30米(亦有用桅杆)
罗兰-C	100千赫	200~400米(有伞形、倒伞形顶端开路底部馈电的菱形等顶负载)
罗兰-D	100千赫	100米(天线小，便于机动，效率很低)
奥米加	10~14千赫	400米以上的大型天线

### 山谷天线

valley-span antenna

低频和甚低频铁塔天线一则体积大，再则隐蔽性差，生命力不强，因此亦采用山谷天线，如图所示。在相邻的山峰或两个平行



山谷天线示意图

的山脊之间架设悬链，中间馈电，谷底铺设地网系统。这种天线省去高大的支撑铁塔，但必须考虑到天线电场在山峰上感生电流会

导致有效高度的降低。

目前, 奥米加和授时系统以及越洋通信中采用了这类天线。

#### 地网系统

ground system

甚低频天线辐射电阻很小, 各种损耗中尤以地损耗最大, 影响辐射效率。地损耗是因为天线近处的大电流经大地回流产生的损耗。一般都在天线下方的地面上或不深的地表下铺设间隔适当的辐射状或其他形式的地网系统, 携带返回大地的大部分电流, 减少电流在有损耗的地层中的流动。

#### 甚低频天线的辐射效率

radiation efficiency of VLF antenna

甚低频天线, 由于电气尺度短, 辐射电阻很小, 而辐射效率等于天线辐射电阻和总电阻的比值。总电阻包括辐射电阻、铜损耗电阻、等效串联介电电阻、接地系统电阻等。使用加感线圈的天线, 总电阻中还得加上加感线圈电阻, 这时的效率谓之天线系统辐射效率。为了提高甚低频天线的性能, 常常必须采用多种型式的顶负载来增大有效高度。如多边形平顶、线状平顶以及伞形顶和倒伞形顶等, 特别大的天线, 还采用多路调谐。

#### 甚低频接收天线

VLF receiving antenna

1. 用木杆支撑的无顶线形天线, 高 15 米。

2. 有顶的  $\Pi$  型或 T 型线天线, 高 15 米, 水平顶, 一根长 25~50 米。垂直部分接收垂直极化波, 顶负载只是增大有效高度。

3. 行波天线, 长 0.5~2.0 个波长, 高 5~8 米, 一端以等于天线特性阻抗的负载接地。只接收来波方向的信号, 反向信号和杂音信号被负载吸收, 提高了信噪比, 系单方向非谐振接收天线, 一根可供多部接收机工作, 提高了天线效用。天线越长, 方向性越好。

4. 环形天线, 因为有效高度小, 效率很低, 只作定向接收用。有单匝或多匝方形、圆形、三角形和其他形状的环。水平方向图为  $\infty$  形, 最大方向在环平面内, 环面垂直方向上辐射最小或是零值。当用一个有效高度相同的垂直天线与环耦合, 则便得到一个单方向性的心脏形方向图。

#### 差奥米加

differential Omega

由于奥米加天波修正表中的各个数据是每半个月中相同一小时所预测的修正值的平均数, 实际上每天该小时电波传播的速度, 跟用此数据修正后的速度不一样。为了减小这种误差以改善奥米加的定位精度, 可以采用差奥米加方式来提高修正精度。

差奥米加的基本原理是: 在精确已知地理坐标的位置上设置差奥米加台, 它所接收到的各个奥米加台信号的相位延迟规律可以掌握得比较正确, 将其理论预测值与当时实测值相比较, 所得之差值便作为此地各台信号当时的“天波”修正值。由于甚低频传播在不太大的范围内空间相关性比较好, 因此可将差奥米加台测得的“天波”修正值应用在它周围 300~500 涅范围内奥米加系统用户。具体方法是差奥米加台用高频音频调制或数据通信, 不断将其“天波”实时修正值发播出去, 在它周围 300~500 涅范围的“差区域”内的奥米加用户, 直接根据接收到的数据, 人工进行实时修正。这样修正后的定位精度可比一般用天波修正表提高三、四倍, 大约可达到几百米。

差奥米加台广播修正值所用的通信发射机频率可采用 1.6~4.6 兆赫, 功率为 100 瓦左右, 整套设备可以晶体管化, 成本低, 重量轻, 架设方便。

#### 微奥米加

micro Omega

微奥米加实质上是采用自动工作方式的

差奥米加接收机。它的基本原理是,将差奥米加台的信号与奥米加台的信号在微奥米加接收机中组合后,通过一个快速响应的闭环控制系统,使得甚低频传播的相位随机起伏和大气干扰自动抵消一部分。这样,既能减小无法预测的、在天波修正表中无法表明的相速随机误差,又能减小在差奥米加中无法修正的快速扰动误差。所以,微奥米加接收机的定位精度,比差奥米加方式还要高,可以达到100米左右。但它也只是在差奥米加台的周围300~500海里范围内应用时效果较好。

#### 阿尔法奥米加

alpha Omega

为了改善近海区域利用奥米加系统导航定位的精度,在该区域附近的海岸上选取两个合适的位置各配建一个阿尔法奥米加台,它们同时接收一个奥米加台的信号,然后分别用不同方式将收到的奥米加信息调制在高频上,再同步辐射出去。用户接收这两个阿尔法奥米加台辐射的信号后测定一条双曲线位置线,再接收那个奥米加台信号和其中一个阿尔法奥米加台的信号测定另一条双曲线位置线,这样两条位置线的交点便是使用阿尔法奥米加用户的位置。

由于那个奥米加台的选取和两个阿尔法奥米加台的配置必须考虑所使用区域内位置线几何交角较好,并且由于相隔不远的两个阿尔法奥米加台接收的同一个奥米加台的信息相关性较好,因此在该区域内不必进行传播修正就能得到较高的定位精度,约为15米左右。其工作范围跟差奥米加、微奥米加差不多,但在100海里以内的系统误差与距离无关。阿尔法奥米加台工作频率较高,所以台的规模也很小。

#### 高精度定位系统

high accuracy position system

高精度定位系统早期应用于海洋和水道

测量,近程导航和港口管理。近年来,随着海洋资源的利用,在海底石油和矿藏的勘探,海底电缆和管道的铺设中,它又成为一种不可缺少的工具。此外,它还广泛应用于船舶验收航行、航空测量、空间技术等方面,其它导航系统(中远程、卫星导航)的精度鉴定也常常借助它来进行。

从工作原理上说,目前有的高精度定位系统可以分为三类。第一类是两个地面台互为主台和副台,副台必须接收主台信号,不断进行相位调整,使自身发射的信号与主台发射的信号保持固定的相位关系(台对的同步),构成相位双曲线系统,如拉娜(RANA)、哈菲克斯(HI-FIX)、斯兰波(SREPE)。第二类是两个地面台各自发射信号而无需同步,另设一参考台发射参考信号,构成相位双曲线系统,如雷迪斯特(RAYDIST)、道朗(TORAN)。第三类是地面发射台与定位者各自带有独立的时间基准——高精度的钟,构成相位测距系统。1956~1957年美国曾经进行过那伐霍(NAVARHO)的研究,后来放弃了,但是对基于这一原理的定位系统的研究并未终止,并且随着原子频标的发展开始付之应用。这类系统有道朗“0”(TORAN“0”)。

这里叙述的几种高精度定位系统是相位系统,因为相位测量很容易取得高于百分之一相位周的精度,这对于工作频率为2兆赫(波长150米)的相位双曲线系统来说,基线上的误差只有0.75米。在高频上(2兆赫附近)测量距离,在低频上(40~600赫)进行相位测量是它们共同的特点。

相位系统中的一个主要问题是位置线具有多值性。目前消除多值性的方法主要有两种,一种是在校准起始(基准)位置后累计通过的巷道数(相位整周数),显然系统在定位过程中是不能中断工作的。另一种是在组合频率上得到不同巷道宽度的多种位置线

格网, 逐级地用粗略读数确定精确读数的巷道。

系统的作用距离受工作频率、发射机功率、天线效率、传播路径、昼夜及接收方法的影响。对于 2 兆赫的工作频率, 海上作用距离显著地较陆地上大, 天波干扰难以克服是限制夜间作用距离的主要因素。

### 雷迪斯特

#### RAYDIST

是一种近程无线电定位系统, 工作频率在 1.6~3.0 兆赫, 作用距离 150 浬。

系统构成相位双曲线的原理是: 两个地面台各自发射一等幅波, 它们的频率只相差几十到几百赫 (两个台为构成双曲线位置线的焦点, 又称焦点台), 另设一个固定台接收焦点台的信号, 检出其差拍, 并用这差拍调制高频信号的幅度发射出去, 称参考信号。定位者接收焦点台和参考台的信号, 以参考信号的低频包络为基准, 测定焦点台信号低频差拍的相位, 其中包含定位者到两焦点台的距离差信息, 得出一条双曲线位置线。这种方法因两焦点台无需同步而带来了设备简单及精度高等优点。参考台只是提供一个参考相位, 它的配置位置与构成的双曲线位置线无关。

雷迪克斯具有两条基线, 为了减少使用的频道数和地面台的数量, 它的每条基线中的一个焦点台兼任另一基线的参考台, 该台需要接收另一基线两焦点台的信号, 检出差拍, 对本身发射的连续波作幅度调制。

### 道朗

#### TORAN

近年来发展的一种近程无线电定位系统, 具有多种型号和多种工作方式。工作频率在 1.6~3.8 兆赫, 发射机功率为几瓦到 100 瓦, 作用距离为 75~500 公里, 基线上位置线精度为百分之一巷道宽度 (0.4~0.9 米)。

系统构成相位双曲线的原理与雷迪斯特系统相同, 采用累计巷道数的方法消除位置线的多值性。按照焦点台和参考台的不同配置, 系统具有多种工作方式。具有各自独立的焦点台和参考台的称 Z 方式; 两条基线的参考信号共用一个参考台发射时称 W 方式; 两条基线的参考信号相互借用对方的一个焦点台发射称 X 方式; 两条基线共用一个公共的焦点台, 两个参考信号共用一个参考台发射称 V 方式; 类似 Z 方式工作, 但一个发射机在船上 (如用来跟踪无人驾驶船只) 称 Y 方式。用 Y 方式工作时, 系统只能供一个定位者定位。

### 哈菲克斯

#### HI-FIX

一种近程无线电定位系统, 具有双曲线和双重测距 (圆-圆) 两种工作方式。工作频率在 1.7~2.0 兆赫, 作用距离 50 浬, 位置线误差在双曲线工作时为 0.01 巷道宽度 (基线上约为 0.75 米)。双重测距工作时为 0.015 巷道宽度 (约为 1.13 米)。

双曲线工作时, 系统由一个主台及两个副台组成, 在一秒钟内各台按时间分割方式依次发射信号。定位点接收主副台信号, 在 60 赫的低频上测量相差, 得出双曲线位置线, 用累计巷道数的方法消除定位的多值性。双重测距工作时, 有一个发射台设在船上, 测量相位得到船到两个固定地面台的距离, 由两条圆位置线定位。由于圆位置线是等密度的, 而双曲线位置线具有发散性, 一般说来, 双重测距的定位精度较双曲线定位为高, 但在双重测距下系统只能供一个定位者定位。

### 拉娜

#### RANA

是一种近程无线电定位系统, 为便携式设备, 适于机动架设, 具有连续发射和按时间分割方式顺序发射两种类型。工作频率在

1.6~2.6 兆赫, 辐射功率几瓦, 基线长度为 10~30 公里, 定位精度为  $\pm 2\%$  巷道宽度。

系统属于相位双曲线定位, 通常由 2~4 条基线组成, 增加的基线可以提高系统的定位精度和可靠性。主副台发射数对频率时可以得到多种位置线格网。典型的数据是主副台在 1.6~1.76 兆赫之间发射四对频率, 定位者在 40 赫的低频上测量相差, 在组合频率上得出精、中、粗三组位置线格网, 它们在基线上的巷宽分别约为 50 米、1 公里和 20 公里, 从而取得了较高的定位精度和巷道识别能力。

#### 斯兰波

#### SREPE

是一种近程无线电定位系统, 为便携式设备, 适于机动架设。工作频率在 1.6~1.8

兆赫, 发射机功率为 10 瓦, 白天夜间工作基线均可达 13 公里。

系统由一个主台及两个副台组成, 在每分钟的前 30 秒中按时间分割方式主台依次发射五种频率, 副台发射三种频率。定位者接收主副台的信号, 在 200 赫的低频上测量相差, 得出五组位置线格网。三组基本格网在基线上的巷宽为 84 米、840 米和 8.4 公里, 两组参考格网在基线上的巷宽为 42 米和 420 米, 定位中巷道识别的可靠性较高。在每分钟的后 30 秒中主台和另一副台按同样方式工作。定位设备在一分钟内可以测得两条双曲线位置线, 经计算获得位置数据。这一系统定位时间长, 不适于运动中定位, 主要用于炮兵测量及大地测量。

## 六、卫星导航系统

### 卫星导航

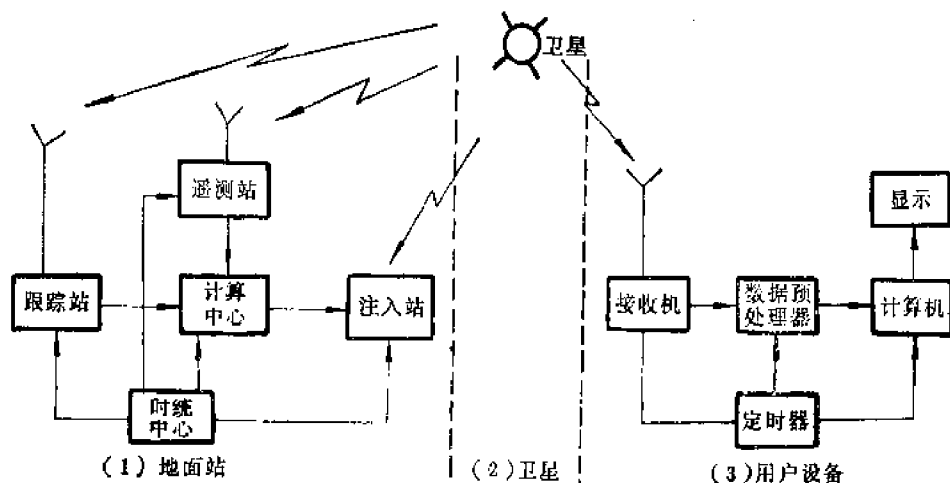
satellite navigation

卫星导航是利用人造地球卫星来进行导航。该导航系统由导航卫星、地面站以及定位设备三大部分组成,如图所示。定位者对一定轨道上的人造卫星进行电波观测,求出定位者相对于卫星的位置,再根据已知的由地面站测出的卫星相对于地面的位置加以计算,从而得到定位者的位置。在原理上,这种系统与其它无线电导航系统没有什么不同,只是把地面上的导航台挪到按一定规律运转的人造星体上去,同时需要增设一套用来观测和预报卫星位置的地面设备。

卫星导航的主要特点是: 1) 容易做到全球、全天候导航。由于卫星离地面很高,用少数几个卫星就可以覆盖全球。2) 导航精度高。可以采用理想的轨道配置或在定位时采用最佳弧段来提高几何精度,无天地波干扰并能以几米的精度算出卫星的位置,很容易得到高于 0.1 公里的定位精度,几米的


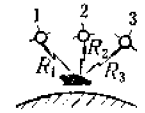



精度也是可能的。3) 便于综合利用。导航、通信、授时、交通管制、气象服务、大地测量等均可一起来利用卫星完成。4) 对卫星上的设备要求高,应该连续工作几年不发生故障。5) 为了测定和预报卫星的位置,需要一套复杂的地面系统。6) 卫星信号需要穿过电离层,目前只能使用甚高频或更高的频率。至于利用甚低频和激光的试验尚在进行之中。综上所述,卫星导航是一种很有发展前途的多用途综合导航系统,可在全球范围内全天候、高精度地为飞机、船舶、交通管制等部门提供快速而可靠的位置信息。

卫星导航有很多种分类方法。例如,根据定位设备是否需要发射信号,可分为有源的和无源的;根据所用导航卫星的轨道高度,可分为近地轨道的、中高度轨道的和同步轨道高度的;根据测量过程的长短,可分为连续测量的和瞬时测量的,等等。但最常用的是按照系统所测导航参数(几何原理)的种类来分,如下页表所示。



卫星导航系统总方框图

卫星导航的几种可能方法和典型系统示例

方 法	导 航 参 数	典 型 系 统			
		名 称	定位所需卫星位置数	测量数据	位 置 面
测 角 法	卫星到星体的角距 仰角 方位 仰角变化率 方位变化率	六分仪测角系统 	2	两个仰角 高度(定位者高度表给出)	两个锥面、一个球面
测 距 法	距离	时间导航系统 	3	到卫星的三个距离	三个球面
多卜勒法 (距离变化率法)	多卜勒计数	子午仪系统 	一次连续通过	频率	回转双曲面
组 合 法	仰角和方位 方位差 距离差 仰角和方位变化率	斯波特系统 	3	距离差	三个回转双曲面
	方位和距离 仰角和距离	干涉仪系统 	1	对卫星两组干涉仪天线的两个角度 距离	两个锥面、一个球面

**导航卫星**

navigation satellite

用于完成导航任务的人造地球卫星称为导航卫星,它是卫星导航系统的一个组成部分。该系统中的卫星数量、轨道高度、配置方式,以及卫星上的设备,视具体的导航方案、精度要求、服务对象等而定。卫星上的无线电设备一般包括:供定位者测量所需导航参数的发射设备、向地面传送卫星上设备工作数据的遥测设备、供地面跟踪卫星(以获得精确的卫星位置)的设备、卫星工作的控制设备、调节卫星上设备正常工作的调节设备,以及天线、电源等。卫星上的所有设备,都应适应宇宙环境条件并能长期可靠地

工作。

**卫星轨道**

satellite orbit

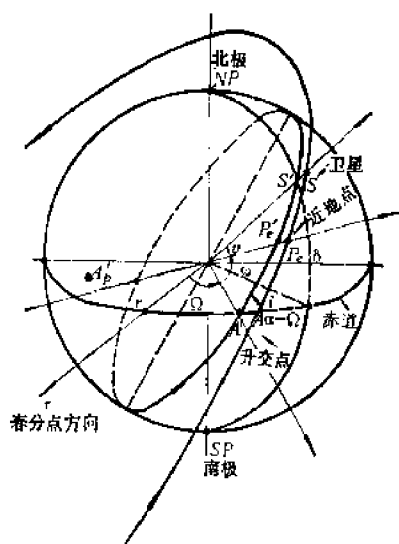
人造地球卫星围绕地球运行的路径称为轨道。卫星围绕地球的运动,可以近似地看作受地球中心力作用的质点运动。它符合开普勒三大定律:1)卫星轨道在一个通过地球中心的固定平面内,卫星以地球中心为一焦点作椭圆运动;2)卫星半径矢量扫过的扇形面积与时间成正比;3)卫星轨道周期(绕地球一周所需的时间)的平方与其轨道长半轴的立方成正比。根据这些定律就可以推导出用来计算卫星坐标的六个轨道参数。

## 卫星轨道参数

satellite orbit parameter

卫星在轨道面内的椭圆运动, 可以用六个轨道参数来描述。知道了轨道参数就可以计算出卫星在以地心为原点、以赤道面为基准平面的地心赤道坐标系中的位置。图中  $S'$ 、 $P'$ 、 $A'$ 、 $A'$  分别为卫星位置、近地点、远地点和升交点在地球表面上的投影点,  $\alpha$  和  $\delta$  为卫星的赤经和赤纬。六个轨道参数是:

- 1) 轨道升交点  $A$  (轨道面与赤道面相交点) 的经度  $\Omega$ 。卫星在升交点  $A$  越过赤道, 从南半球进入北半球。
- 2) 轨道倾角  $i$ 。轨道面与赤道面的夹角。  $i = 90^\circ$  时, 卫星越过极地, 称为极轨道;  $i = 0^\circ$  时, 卫星在赤道面内运动, 称为赤道轨道;  $i$  为任意值时, 称为任意轨道或倾斜轨道。
- 3) 近地点角距  $\omega$ 。从升交点  $A$  沿轨道到近地点  $P_e$  的角距离, 它表示半长轴的方向。
- 4) 轨道半长轴  $a$ 。
- 5) 椭圆偏心率  $e$ 。
- 6) 卫星通过近地点的时间  $\tau$ 。



地心赤道坐标系与轨道参数

## 轨道高度

orbit altitude

卫星离地面的高度称为轨道高度。对椭圆轨道来说, 轨道高度是近地点和远地点高度的平均值。轨道越高, 卫星运行周期 (绕

地球一周所需的时间) 越长。在同步高度 (35860 公里) 上, 周期恰好为 24 小时。轨道越高, 卫星覆盖范围也就越大。卫星导航所用的轨道高度通常分为三种范围: 近地轨道 (900~2700 公里); 中高度轨道 (13000~20000 公里) 和同步高度轨道 (22000~48000 公里)。

## 卫星摄动运动

satellite perturbation motion

把卫星围绕地球的运动看作受地球中心力作用的质点运动 (天体力学上称为二体问题) 并不完全符合实际情况。事实上, 地球并不是理想的均匀球体, 除地球引力外, 卫星还受到月球和太阳的引力以及空气阻力的作用。计及这些因素影响后的卫星运动称为卫星摄动运动, 其轨道参数是随时变化的。

## 卫星覆盖范围

satellite coverage

地面上能同时观察到同一卫星的区域称为该卫星的覆盖范围。它一般以该区域所对应的地心张角来表示。显然, 卫星轨道高度越高, 覆盖范围就越大。例如, 轨道高度为 1000 公里时卫星的覆盖范围约为 65 度, 3600 公里时约为 100 度, 而同步卫星达 162.5 度。因此, 就减少卫星的数量来讲, 宜采用轨道高的卫星。考虑到电波传播, 选择卫星运行的最佳弧段以提高定位精度等原因, 实际的卫星导航覆盖范围将比上述给出的张角要小。

## 轨道预报

orbit prediction

根据卫星地面站获得的轨道参数, 推算卫星在未来时刻的空间位置, 称为轨道预报, 也称为星历表计算。定位者根据对某一卫星的轨道预报, 就能知道该卫星在什么时间通过, 可以提前作好导航定位的准备工作。轨道预报有短期和长期之分, 短期是指对未来几天内的预报, 长期指的是对未来更长时间



甚至几个月以上的预报。预报的精度，同预报时间和采用的方法有关；预报时间越长，精度越差。

### 同步卫星

synchronous satellite

运行周期同地球自转周期相等的卫星叫同步卫星，也称 24 小时轨道卫星，其平均轨道高度约为 35860 公里。轨道倾角（轨道面和赤道面的夹角）为  $i$  度时，卫星星下点在北纬  $i$  度到南纬  $i$  度之间作周期运动，每天在同一时刻通过某经纬度。

### 静止卫星（定点轨道卫星）

stationary satellite; prescribed orbit satellite

静止卫星是一种圆形赤道轨道的同步卫星，它的轨道倾角是零度（旋转方向和地球自转方向相同，即自西向东）。静止卫星和地面的相对位置关系保持不变，它定点于赤道上空的一点，故又称定点轨道卫星。

### 卫星寿命

satellite life

卫星进入轨道后能够正常工作的时间称为卫星的寿命。它除与轨道高度有关外（轨道越高，阻力影响小，寿命越长），主要是与卫星上设备的可靠性有关。卫星上设备必须能长期连续工作而不发生故障；当卫星上设备某部分失效而使卫星不能完成预定任务时，便是卫星寿命的结束。

### 卫星通过

passing of satellite

对于观察者而言，卫星从地平线上升起至降落到地平线以下的这段运行过程称为卫星通过。

### 最接近点

closest approach

在卫星某次通过中，卫星离观察者距离最近的那一点，称为该次卫星通过的最接近点。卫星经过最接近点时称为卫星过顶。卫

星通过最接近点的瞬间称为最接近瞬间。观察者与最接近点的连线与卫星轨迹线垂直；在最接近瞬间，卫星与观察者无相对运动，因之此瞬间的多卜勒频移为零。卫星在最接近点时相对观察者的仰角称为卫星该次通过的最大仰角。

### 最接近瞬间

closest instant

见“最接近点”。

### 星下点

substar

卫星到地心的连线与地面的交点称为星下点。卫星运行时的星下点轨迹称为卫星的子轨道。

### 子轨道

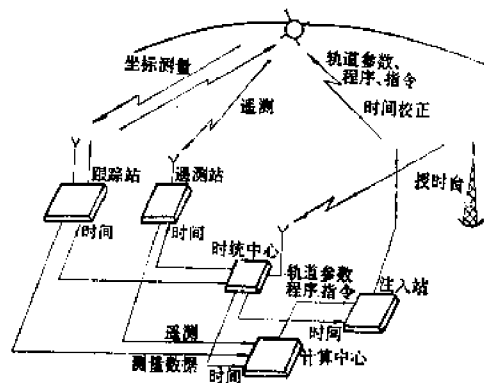
sub-track

见“星下点”。

### 卫星导航地面站

satellite navigation earth station

这是卫星导航系统的三大组成部分之一，指用来测量和预报卫星轨道以及对卫星上设备进行控制的地面综合设备，通常包括跟踪站、遥测站、计算中心、注入站、时统中心以及通信设备等，如图所示。



卫星导航地面站示意图

### 卫星跟踪站

satellite tracking station

用于跟踪和测量卫星位置坐标的地面站。常用的跟踪方法有光学照像法、干涉仪

法、多卜勒法、雷达法和激光跟踪法等。跟踪卫星的精度受跟踪站的数量和配置、跟踪方法的精确性以及跟踪站位置的精确性的影响。

### 遥测站

telemetry station

用于接收卫星发来的遥测数据和分析卫星上设备工作情况的地面站。

### 计算中心

computing center

计算卫星轨道参数的地面站。它根据跟踪站来的测量数据和遥测站的遥测信息,使用电子数字计算机计算出卫星的轨道并预报一段时间内的轨道参数,编制卫星上设备的工作程序,确定需要传输给卫星的指令和信息。

### 注入站

injection station

注入站是一个与计算中心直接联系的无线电发射台。它用来向卫星输送预报的轨道参数、卫星上设备工作程序、指令及必要的信息,还可以对卫星上时钟进行校准。

### 时统中心

timing center

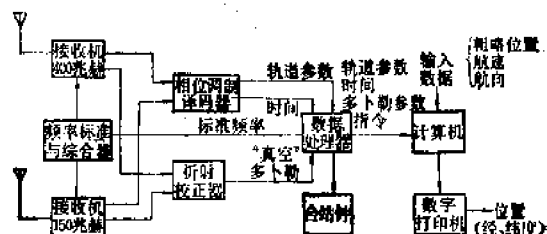
这是使所有卫星地面站具有一个统一的时间标准的授时台。它用来保证各地面站协同一致地工作,并使它们的测量结果与天文时间相关。

### 卫星导航定位设备

satellite navigation equipment for user

这是用户利用导航卫星定位所需的设备。它通常由接收机、定时器、数据处理器和计算机组成。定位设备接收卫星发射来的很微弱的信号(卫星发射功率一般为0.1~1瓦),从卫星信号中解调并译出卫星轨道参数和定时信息,同时测得导航参数,这些数据经处理后输入计算机,算出用户的位置坐标。根据具体的系统方案和使用要求的不同,

定位设备的复杂程度和配套方式可以相差很大,如子午仪系统的定位设备就有几十种之多。典型的子午仪定位设备有两个接收机,如图所示,分别接收卫星发射的400兆赫和150兆赫信号,锁相跟踪得到的多卜勒频率在折射校正器中修正电离层一次折射项后加至数据处理器中变换为多卜勒计数,接收到的卫星信号还加至相位调制译码器。译出卫星发来的轨道参数和时间信息,经数据处理器整理后加至计算机。数字计算机根据轨道参数计算卫星的实时坐标,再根据测得的多卜勒计数、输入的用户粗略位置、航向和航速计算出用户的位置坐标,由数字打印机打印出全部计算结果。台站钟是用户的时间标准,可以用卫星的定时信号来校正。最简单的子午仪定位设备甚至可以供渔船使用,它是单频道的,不作折射校正,计算可以借助图表来完成。



子午仪定位设备典型方框图

### 多卜勒计数

Doppler count

多卜勒卫星导航系统中测定多卜勒频率的方法,通常是由时间脉冲控制计数电路,计算在一定采样时间内的多卜勒频率的总周期数,得到采样时间内的多卜勒频率平均值。采样时间的长短取决于具体的导航方法,如子午仪系统定位设备一般采用两分钟多卜勒计数。此外还有采用采样间隔为几秒的多卜勒计数,对计算机处理来说,这就是所谓短多卜勒程序。采用短多卜勒程序,可以减少由于接收机的短时失锁而引起的信息丢失,还可以提高定位精度;这对潜艇在很短时间

露出水面完成一次定位也是很有用的。

### 电离层折射校正

ionospheric refraction correction

卫星传输给地面的无线电信号,在穿过电离层(离地面高度250~300公里)时其传播路径产生弯曲(与光学折射相似),这叫作电离层折射。由于电离层折射使定位设备获得的导航参数产生误差,若不作校正,可造成上百米的定位误差。为了提高导航精度,必须对电离层折射进行校正,校正方法与所采用的系统方案有关。如在子午仪系统中,卫星发射两个频率相关的载波,地面接收后根据多卜勒效应与频率成正比而折射效应与频率成反比这个规律,通过计算便能得到校正了的“真空”多卜勒频率,这样便可基本上消除电离层折射的影响。

### 对流层折射校正

tropospheric refraction correction

地面上空6公里(两极)~18公里(赤道)以下的低空大气层叫对流层。它是空气自由移动、水蒸气凝结及构成云的空域,来自卫星的无线电信号在对流层中受到严重的衰减,同时产生折射,使电波传播路径产生弯曲,从而使导航参数的测量产生误差。对多卜勒卫星导航来说,对流层折射的影响可能引起20~80米的定位误差(卫星通过时的仰角越小,误差越大)。因此,一些要求较高精度的定位设备都对这种折射影响进行校正,称为对流层折射校正。具体的校正计算,要考虑到空气压力、温度、湿度、高度,以及卫星通过时的仰角等因素。

### 卫星导航接收天线

receiving antenna of satellite navigation

卫星导航系统中,飞机和舰船采用多种形式的接收天线。最常用的是一种简单的全向性天线,无需稳定装置、跟踪系统以及真子午线方向。为了接收来自卫星的两个固定

相关载频信号,必须采用两副天线,一个载频一副。它们可以是 $\lambda/4$ 水平极化地面反射式偶极子,亦可是盘锥型天线。使用这种分离天线,必须彼此安装的尽量靠近,因为导航点就在两个天线之间。天线应当架高,四处无障碍以防衰减效应,最好装在机背和舰桅上。当空间有限时,可考虑采用组合天线。为减少海洋反射影响,在水平线以下,天线响应要有所截止。为保持潜艇隐蔽,可使用浮标式非定向天线。还可以考虑用一副锥面等角螺旋宽频带圆极化天线接收两种频率信号。为了确保天线在任何方向都能搜索到卫星信号,可利用方向性程序控制、提高天线增益、增大信噪比。

### 卫星导航计算机

satellite navigation computer

卫星导航系统所用的计算机有计算中心计算机和卫星用户接收机计算机。计算中心是由若干个通用计算机组成的,它接受来自各跟踪测量站的数据,计算出卫星的位置数据,通过注入站发射机发给卫星。

卫星导航计算机是卫星导航用户设备的终端装置。它是一种二进制、定点、并行、小型通用的专用集成数字计算机。在卫星导航系统中,自动完成:卫星轨道参数、诸测量参数(如多卜勒和折射计数等)、导航者位置参数(初始经、纬度)及船位姿态参数(船用时的航速、航向等)的接收;轨道参数的多数判决;各种数制之间的转换;定位弧段及临界高度角的剔取;卫星通过时升起、降落时间及高度角的预报计算;导航定位计算及其对惯性导航的修正等任务。

对它的基本要求是:较高的计算精度,较大的内存容量,灵活的界面结构及方便的软设备——程序设计者语言。因一般不作实时控制,对速度没有特殊要求;通常,平均速度为10万<sup>次</sup>/秒,内存容量为4096~8192,具有多倍字长运算的12位(16位)小型通用

数字机均可使用。

### 卫星测角导航系统

angle measurement of satellite navigation system

卫星测角导航系统,是以用户的垂直或水平基准测量一个或多个卫星的角度来进行定位的系统。如测量卫星的仰角得到锥面位置面,测量卫星的方位角得到等方位曲面,三个位置面相交得到定位。它的工作原理与通常采用光学方法的天文导航相似。目前提出的方案有:1)无线电六分仪测角方案。2)干涉仪方案(由地面站测定卫星在空间的位置及姿态信息)。3)交叉扇形射束方案,在卫星绕固定轴自旋时形成两个相互垂直的窄束,当射束通过星下点的瞬间卫星发射另一种全向电波,由该电波与射束通过定位者的时间关系以及卫星位置、自旋速度可以求出用户的位置。

测角系统一般使用中高度以上的卫星,它易作成无源系统,但要获得高精度较为困难。因此,目前还没有正式的系统投入使用。

### 卫星测距导航系统

range measurement of satellite navigation system

本系统通过测量用户与卫星之间的距离进行定位。测距的位置面是一个以卫星为中心、以测得距离为半径的球面,根据三次测量结果就可得到定位。采用的测距方法有:

1)脉冲测距法,如综合交通协同系统,地面站通过卫星向用户发出测距脉冲,用户再转发,地面站根据返回脉冲的时间就能算出用户相对卫星的距离,通过对两个卫星的测量定出地面上用户的位置。2)相位测距法,如斯波特系统,卫星发射以10~500千赫调制的载波,离卫星距离相等的各点在各瞬间接收到信号的相位相同,这些点在空中形成一个球面,通过对两个卫星的测量就能定出地面上定位者的位置。3)利用用户时钟与

卫星时钟的比较来测距,如时间导航系统。

4)计算来自不同卫星的精确定时脉冲到达的时间来测距,如星座型卫星导航。测距方法在技术上易于实现,设备较简单,且易得到高精度,是当前的一个发展方向。

### 卫星测距差导航系统

range difference measurement of satellite navigation system

对一个卫星在几个位置上的距离差测量或在同一时刻对多个卫星进行距离差测量来定位的系统,称为卫星测距差导航系统。测距差的位置面是一个以两个卫星位置为焦点的回转双曲面,根据三次距离差测量就可得到定位。它也可以是卫星测距导航系统的一种变形,如综合交通协同系统在无源工作时就是对两对卫星进行距离差测量来定位的。

### 卫星多卜勒导航系统

satellite-Doppler navigation system

由于多卜勒效应,卫星相对于定位者的高速运动,使定位者接收到的卫星频率与卫星发射的频率之间相差一个多卜勒频移值。它与卫星和定位者之间的距离变化率成正比,故可用来确定定位者与卫星的相对位置。这种利用测量卫星信号多卜勒频移的卫星导航系统,称为卫星多卜勒导航系统。

子午仪系统就是一种卫星多卜勒导航系统。它常用的定位方法是精确测定两分钟间隔内多卜勒频移的总周数(两分钟多卜勒计数),这相当于卫星在两分钟内相对定位者的距离变化率(径向速度)的积分,根据多卜勒计数可算出这两分钟间隔的开始和末了时刻卫星到定位者距离的差值,这样成了一种测距差系统。位置面是以卫星在两分钟间隔的开始和末了位置为焦点的回转双曲面。测定三个两分钟间隔的多卜勒频移总周数,即可得到三个双曲面而定位。实际上卫星一次通过约十几分钟,可以得到五、六个两分钟间隔,能进一步提高定位精度和可靠性。

**卫星测速系统**

velocity measurement of satellite  
system

这是用测量用户与卫星之间的距离的变化率(即相对速度)来定位的系统。最常用的测量距离变化率的方法是测定多卜勒频移(见“卫星多卜勒导航系统”)。

**同步卫星导航系统**

navigation system of synchronous satellite

这是利用同步轨道卫星的导航系统。目前认为它是一种很有前途的系统,主要优点是: 1) 覆盖区域大,一颗卫星可覆盖地球表面的百分之四十,三颗卫星便可覆盖全球。2) 对地面相对静止或运动很慢,可以连续地提供有效的导航信息,使用方便。3) 由于轨道很高,空气阻力可忽略,地球不均匀性的影响大大减小,能以更高的精度来计算和预报卫星的位置,提高导航精度。4) 处于地球外围的强辐射带和强磁场之外,可降低卫星表面的防护要求,对姿态控制影响小。5) 对太阳能电池工作有利(约有99%时间处于光照之下)。6) 由于通信卫星一般也处于同步轨道,有利于卫星的综合利用。但是,发射同步卫星在技术上要困难些,运载能力要大,为了保持卫星的空间位置,尚需专门的控制设备。此外,由于电波的路径损耗大(约比子午仪系统的低轨道卫星大30分贝)和传输时间长,对地面站、卫星及定位设备的要求也高,需要采用高增益天线、大功率发射机、高灵敏度接收机等。这种系统的工作频率一般采用L波段(390~1550兆赫),因为它比甚高频波段的传播特性稳定,比超高频波段易于跟踪卫星。为了提高导航精度,在原理上多半采用测距和测距差方法。

**静止卫星导航系统**

navigation system of stationary satellite

见“同步卫星导航系统”。

**海军导航卫星系统**

navy navigation satellite system  
(NNSS)

海军导航卫星系统,原称子午仪系统,是国外的一种多卜勒卫星导航系统,1964年投入使用,1967年6月开放供民用,是目前唯一投入正式使用的卫星导航系统。一般定位精度为0.1海里,固定点的定位精度可达10米,而相对定位精度可达5米,广泛应用于导航、大地测量、地质勘察等方面。各种用途的定位设备有几十种之多。

该系统由三大部分组成(如图所示)。地面跟踪站将测量卫星通过时产生的多卜勒频移传送给计算中心;计算中心将计算卫星未来的轨道参数传送给注入站;注入站每天两次向卫星注入这些数据。卫星发射两个相关的载波(400兆赫和150兆赫),以便对电离层折射进行一阶校正,同时以注入的数据对载波调相进行相位编码。用户接收并解调卫星发来的信息,取得轨道参数等数据,用来计算卫星的位置。通过定时信号的解调,使定位设备定时器的时间与地面时统中心的时间相同步(精度为200微秒),然后根据测得的多卜勒计数和输入的粗略位置(误差可允许大至100公里)用计算机算出用户的位置。

目前存在的问题是:用户的速度误差对定位精度的影响很大,1节速度误差约引起0.3海里的定位误差;两次定位之间的间隔较长,目前在中纬度地区平均1小时半,最长间隔为4小时;不能瞬时定位,每次定位需要十几分钟的跟踪;定位设备也比较复杂。

**子午仪系统**

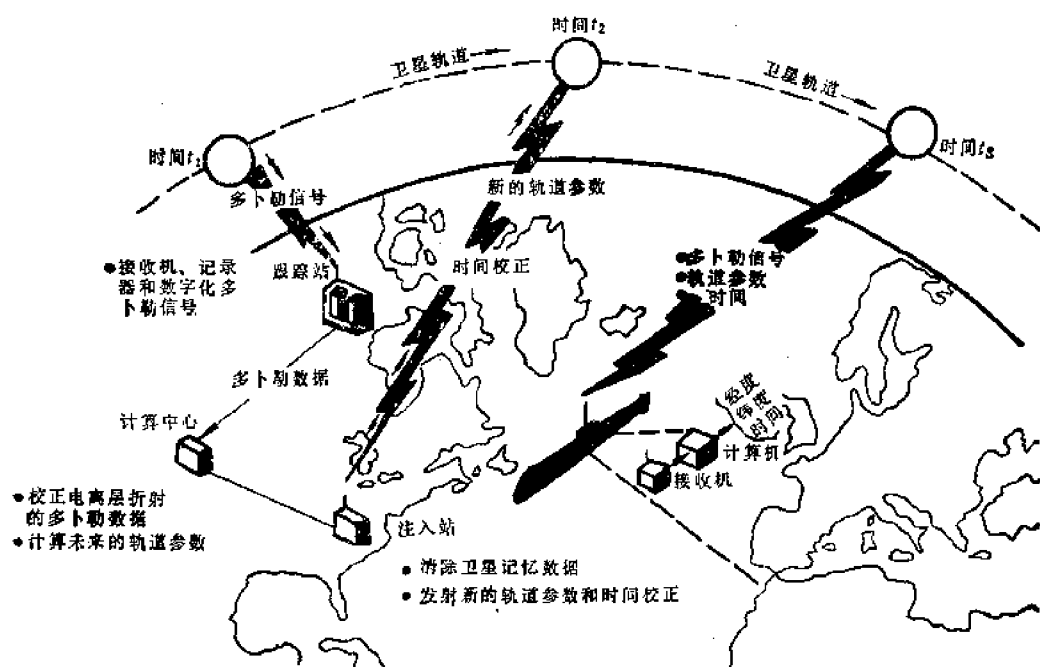
transit navigation system

见“海军导航卫星系统”。

**星座型卫星导航系统**

NAVSTAR system

几个相对位置严格固定的卫星组成一个

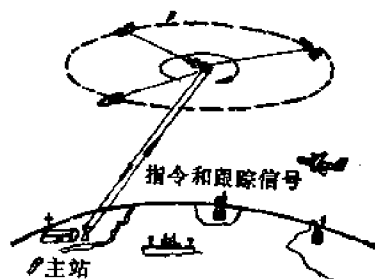


海军导航卫星系统工作原理图

跟踪站—接收机、记录器和数字化多卜勒信号，计算中心—校正电离层折射的多卜勒数据，计算未来的轨道参数，注入站—清除卫星记忆数据，发射新的轨道参数和时间校正。

星座，利用此星座进行导航。目前导航用的最佳星座，有Y型（由四颗卫星组成）和X型（由五颗卫星组成）两种。在Y型星座中，中心卫星为静止卫星，外面三颗为倾斜的椭圆轨道同步卫星，它们在空中形成Y型旋转，其星下点组成一个以中心卫星的星下点为中心的近似圆形轨迹。星座型卫星同步发射信号，用户接收并测量这些信号到达的时间，确定用户的三个位置坐标和钟校正量（用户只需要一般的晶体振荡器）。此外，如果测量频率偏差（多卜勒测速），就能确定用户速度矢量的三个分量。卫星发射的信号包括调制在载波上的测距码和卫星轨道参数。由于星座型卫星系统采用了最佳的几何配置，系统的精度很高。据分析，当进行严格的系统校正后，定位精度可达18米，测速精度可达每秒0.06米，全球时间同步可优于0.1微秒，定位设备也可以很简单。这种系统特别适用于区域覆盖，四个这样的星座可以实现全球覆盖。由于该系统需要的卫星数量较多，且

对卫星发射和卫星上设备要求较高，星座型卫星一般用作综合卫星系统。



星座型卫星导航系统原理图

### 综合卫星系统

#### hybrid satellite system

是指卫星上设备能同时完成多种功能的卫星系统。这些功能可以是通信、导航、识别、交通管制、大地测量、气象服务、侦察以及对其它宇宙飞行器的跟踪、测量和控制等。研究中的一种综合卫星系统叫作通信、导航和识别综合卫星系统（ICNI system）。它能同时执行通信、导航和识别等任务，研究该系统的两个基本目的是：1）实现全球

实时的指挥和控制；2）实现设备和信号结构的统一。其在导航方面的主要要求是，大区域或全球覆盖、连续实时地给出三维定位和测速、定位精度几十米；测速精度每秒零点几米、适用于高速运动的用户；可以以无源方式工作。设备适用于各种类型的使用者。目前设想采用星座型卫星系统，但在信号具

体格式、卫星上能源(约需 2.5 千瓦)、天线、电波传播、抗干扰接收机等方面还存在一些问题有待解决。该系统可以充分发挥卫星上电子设备和地面站设备的作用，节省卫星发射费用，统一使用者的设备，同时由于它具有多种功能，易于组成一个全球的指挥中心。

## 七、飞机着陆引导系统

### 飞机着陆引导系统

approach and landing system

着陆是飞机航行中的最后一个重要阶段。着陆时,飞行员必须在很短的时间内完成许多要求很高的操纵,特别是在终端区域能见度不良的情况下,如阴天、雾、低云、下雨以及夜间等,目视识别困难或完全不能识别时,操纵就更为困难,所以在着陆阶段较容易发生事故。因此,能否解决在各种不同气象条件下,引导飞机安全着陆,将直接影响军事战斗任务的完成,以及民航班机的“定期”和“安全”。

在良好的能见度下,飞行员借助目视观测完成着陆即所谓目视着陆。在各种不良的能见度下,飞行员依靠无线电着陆引导设备和其他有关设备,如灯光着陆设备等完成着陆。

目前民航广泛使用的仪表着陆系统和军航广泛使用的地面指挥引进系统是两种低高度引进系统。当飞机在巡航高度上飞达目的地,开始下降并在进入延伸的跑道中心线后,利用这种系统给出的信号使飞机继续下降到驾驶员能足以观测地面或机场照明区域进行安全的目视着陆。这种系统不能独立地提供高精度的引导飞机到接地点的信号,所以还不能做到“盲目着陆”。所谓“盲目着陆”就是指驾驶员在着陆过程中完全依靠无线电和有关设备,而丝毫不需要目视观测来完成的一种着陆。

由于军事和民航上的需要,迫切要求解决全天候着陆问题。各国一方面在改进现有的系统的性能,另一方面,大力发展具有更高性能的微波着陆系统。此外,也在研究低

能见度下在航空母舰甲板上着陆的舰载飞机着陆引导系统。

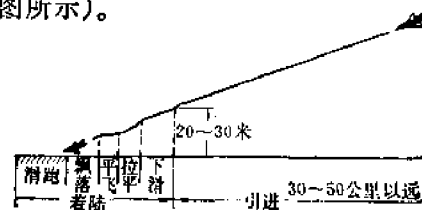
随着航空工业的飞速发展,飞机着陆引导系统正向着全天候全自动方向发展。目前全天候自动着陆技术已较成熟,正趋于广泛运用阶段。

### 引进和着陆

approach and landing

着陆阶段确切地说应包括引进(或叫进场)和着陆这两个阶段。飞机沿下滑线从30~50公里地方开始一直下降到跑道延长线上空20~30米的高度,这一阶段称引进。

飞机在垂直平面内的曲线飞行到触地并沿跑道滑行直到完全停住,这一阶段称着陆(如图所示)。



引进与着陆示意图

### 决断高度

decision height

飞行员必须对进场与着陆或复飞与执行另一次进场作出决断的高度,他决断的依据取决于能否充分地看到跑道。

### 跑道视距

runway visual range

在跑道表面水平方向上能见到目标的最大距离称为跑道视距。通常利用透射度计沿跑道长度方向进行测量,其数据应传送给航行管制人员,并告诉在恶劣气象条件下工作的驾驶员。



**着陆标准**

landing standard

国际民航组织为民航机借助仪表着陆系统进行着陆规定了三类着陆标准, 亦可叫三类能见度。

类别	决断高度 (米)	跑道视距 (米)
I	60	800
II	30~60	400~800
II <sub>A</sub>	0	200
II <sub>B</sub>	0	50
II <sub>C</sub>	0	0

I类着陆标准规定, 飞行员在跑道上空60米必须看到跑道, 否则就应放弃着陆。这时试图着陆的跑道能见度必须超过800米。

II类着陆标准规定, 飞行员必须在跑道上空30米的决断高度上看见跑道, 否则必须放弃着陆。跑道视距必须超过400米。否则不能着陆。

III类着陆标准正在制订定义与进行试验阶段, 它又划分为 II<sub>A</sub>、II<sub>B</sub> 和 II<sub>C</sub> 三种。

**全天候自动着陆**

all-weather automatic landing

不分昼夜、不分季节, 在复杂地形和恶劣气象条件下(云、雨、雪、烟和雾), 根据机上或地面无线电设备的引导, 与自动驾驶仪配合, 准确地自动操纵飞机进入跑道安全着陆。

**仪表着陆系统**

instrument landing system (ILS)

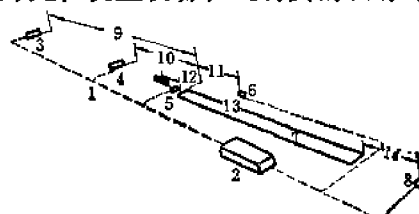
这是一种国际上广泛使用的标准的无线电引导着陆系统。它实际上是一种仪表低高度引进系统。改进后的系统可达到 I 类着陆标准, 能将飞机引导到离地面高约20~30米的跑道端上空, 然后目视着陆。

系统由航向信标、下滑信标和指点信标

三个部分组成。每个部分均有自己的地面发射台和机上接收机。其地面设备的配置如图所示。仪表着陆系统是一种“直线位置系统”, 地面发射台用无线电波组成一条指示跑道中心线的航向线和指示飞机正常下滑角度的下滑线以及指示飞机距跑道着陆端的几个特定检查点的距离。着陆时, 机上直接测出飞机相对于跑道的位置数据。

系统的优点是使用简单, 飞行员主动并可与“伏尔”和通信系统公用一个接收机。其缺点是系统精度较差, 天线尺寸大, 对地形要求很严, 且安装调整复杂。

对仪表着陆系统作的种种改进, 包括: 采用新的天线, 改善波束的质量及稳定性; 增加多余度和提高监测能力; 改进气象仪表、机场灯光、机上设备和飞行员的训练等等。



仪表着陆系统地面设备配置示意图

1—指点信标台; 2—塔台; 3—外台; 4—中台;  
5—内台(跑道边缘); 6—下滑信标台; 7—跑道;  
8—航向信标台; 9—7.2公里; 10—1050米;  
11—225米; 12—75米; 13—135米; 14—300米。

**航向信标**

localizer

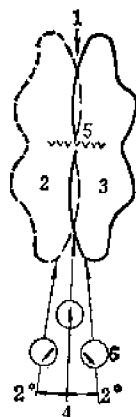
航向信标台一般安装在沿跑道中心纵轴延长线上离反着陆方向的跑道端约300米的地方。向飞机着陆方向连续发射两个水平方向的波瓣, 波瓣是对称的且强度相等, 载频频率相同(108~118兆赫), 被调制的频率不同, 左边的波瓣以90赫调制, 右边的以150赫调制。在两个波瓣重迭的中心区域内, 90赫和150赫的信号强度相等, 如偏向左边时, 90赫的信号强于150赫的信号, 偏向右边时则相反。若将等强信号的中心线与跑道中心线重合, 则飞机沿此等强信号线飞行就对准了跑道中心线。

机上接收机将收到的两个信号应用比幅原理加以比较, 将比较后的直流电流送到一个中心点为零的双针指示仪表的垂直指针部分进行显示。

当飞机处于等强信号区中心线时, 两个信号强度相等, 垂直指针指零; 如果飞机偏左, 90 赫信号比 150 赫信号强, 指针偏向右边; 反之, 偏向左边, 即指出飞机真正的航行方向。

除用上述比幅法外, 还采用比相法来确定着陆航向。在比相法中, 两个波瓣方向图只用一种频率调制。

比幅原理航向信标的工作示意图如下:



航向信标工作示意图

- 1—反着陆方向; 2—90 赫调制;  
3—150 赫调制; 4—着陆方向;  
5—航向信标天线; 6—机上仪表指示器。

### 航向信标天线

localizer antenna

仪表着陆系统的航向信标一般采用 108 ~ 118 兆赫的米波波带水平极化偶极子天线, 形成两瓣部分重迭的方向图。采用水平极化天线是为了减少地物影响。航向的辨别, 早期系根据偶极子接入时间不同, 由两瓣波束分别给出点、划信号引导。近来, 多采用 90 赫和 150 赫调制信号辨别。

目前, 还采用宽孔径, 特别是裂缝波导天线, 以形成更狭窄的波束。

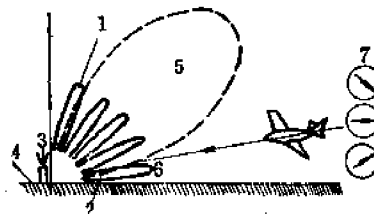
### 下滑信标

glide slope

下滑信标台一般安装在跑道着陆端的左侧或右侧, 距跑道中心线约 150 米, 距跑道端 225 米处。它向飞机着陆方向连续发射两个波瓣, 等信号制由两波瓣的等强信号区中线构成一条一定角度的下滑线, 工作频率相同 (328.6 ~ 335 兆赫), 通道间隔为 300 千赫, 采用 90 赫和 150 赫频率分别调幅, 下滑角为 2 度到 5 度。它的发射天线有两组, 安装在一根垂直杆上, 发射频率相同。调制频率: 上天线为 150 赫, 下天线为 90 赫。上天线具有较窄的多瓣辐射方向图。为了产生一条下滑线, 下天线必须满足两个条件: 其一, 它所产生的波瓣最大强度必须大于上天线波瓣的最大强度; 其二, 它的位置必须离地面足够近, 使波瓣最大强度发生在离地较大的角度处。机上接收设备收到信号后, 同样比较两个信号的强度, 送到和航向信标接收机共用的双针指示仪表的水平指针部分进行显示。当飞机沿下滑线飞行时, 指示仪表上水平指针指零; 飞机在下滑线的下方时, 水平指针偏上; 飞机在下滑线的上方时, 指针则偏下。即当飞机不在下滑线上时, 水平指针能指出真正下滑线的方向。

双指针指示器表面用两根不同颜色的指针加以区别, 当两指针均指在中央零位置时, 表示飞机的下滑和航向均正确。

下滑信标的工作示意图如下:



下滑信标工作示意图

- 1—天线辐射的波瓣; 2—等强信号区; 3—下滑信标天线; 4—跑道; 5—150 赫调制; 6—90 赫调制; 7—机上仪表指示器。

**下滑信标天线**

glide-path antenna

下滑信标一般采用 328.6~335 兆赫的超短波偶极子天线。早期的等场强抛物线下滑航迹信标天线,必须产生一个十分稳定的、稍许上倾的狭窄方向图。由于稳定困难等原因,近来多改用等信号直线下滑航迹信标天线。这种天线系由垂直杆上架设高度不同的、具有不同调制频率的两副天线组成。架高 9 米的带反射器的 60 度角双 V 型天线,形成 150 赫音频调制窄波瓣波束,两个 V 型天线相距半波长,反射器长度也系半波长。架高 2 米的有反射器 90 度角单 V 型天线形成 90 赫调制宽波瓣波束。两波束的部分重叠范围即为引导飞机着陆的下滑线,宽度通常小于 1 度。为避免地形地物影响,如今已着手采用宽孔径和甚高频裂缝天线,给出更狭窄的波束。

**指点信标**

marker beacon

指点信标用来指示飞机距跑道着陆端的几个特定检查点的距离。一般在跑道延长线上分别安装 2 到 3 个指点信标台,它们分别设置在距跑道端约 7000 米、1050 米和 75 米处,称为外、中、内三个指点信标台。工作频率为 75 兆赫,外台以 400 赫的“划”信号调制,中台以 1300 赫的“点”信号调制,内台以 3000 赫连续波调制。指点信标的发射功率较小,目的是告诉飞行员在其着陆下滑过程中飞机距跑道始端的位置。其天线辐射一个垂直于地面的扇形波瓣,前后窄面左右宽,当飞机飞到任何一个指点信标台上空时,接收到地面台信号后就转换为视觉信号和听觉信号,给飞行员提供指示。

**指点信标天线**

marker antenna

指点信标天线通常采用三副 75 兆赫的超短波天线,均系半波偶极子,在它的下面四分之一波长处装有金属反射网,以形成狭

窄的、向上辐射的方向图。

**微波着陆系统**

microwave landing system (MLS)

微波着陆系统是目前正在大力发展的一种新的进场着陆系统,预计在八十年代它将逐步取代目前广泛使用的仪表着陆系统,进一步解决具有更高性能要求的固定翼飞机、军用及民用的垂直起落和短距起落飞机以及某些军用战术飞机的着陆引导问题。

微波着陆系统是一种仅向空中提供着陆引导数据的地对空单程信息传递系统。它由地面设备,包括 C 波段的方位引导单元、仰角引导单元、Ku 波段的拉平仰角引导单元及精密测距器等和机上设备,包括微波接收机、数据处理器、接口电路和机上测距设备等部分组成。

微波着陆系统的主要优点:

1. 由于系统的工作频率较高(采用 C 波段和 Ku 波段),故具有较高的精度,可满足 II 类着陆的要求;
2. 受地面反射干扰小,场地要求低,可满足垂直起落和短距起落飞机的要求;
3. 天线尺寸小,可满足某些战术飞机的要求;
4. 宽角范围的扫描,允许飞机采用弯曲或陡峭的进场航道,这可大大增加终端区域的交通容量,并可降低噪声的影响;
5. 地面设备可做成人背、车拖和空运等型式,机动灵活。

其缺点是设备还比较复杂。

**方位引导单元**

azimuth guidance element

是微波着陆系统的一个组成部分,工作在 C 波段,配置在跑道中心线的延长线上。采用波束扫描技术或多卜勒扫描技术,在整个方位角扇形覆盖区内产生角编码扫描信号,向着陆飞机提供相对于跑道中心线的方位角引导信息。

### 仰角引导单元

elevation guidance element

是微波着陆系统的一个组成部分,工作在C波段,配置在跑道接地点旁边,偏离跑道中心线适当距离的位置上。采用波束扫描技术或多卜勒扫描技术,在仰角扇形覆盖区内产生角编码扫描信号,向着陆飞机提供相对于跑道平面的仰角引导信息。

### 拉平仰角引导单元

flare-out elevation guidance element

拉平仰角引导单元工作在Ku波段,配置在仰角引导单元之后几百米的位置上,用于产生拉平编码扫描信号,提供Ⅲ级着陆和拉平所需的精密垂直引导。

### 精密测距器

precision distance measuring equipment

C波段的精密测距器提供飞机到接地点的距离信息。采用C波段工作有利于提高测距精度,以满足着陆的要求;且容易重新分配波道便于与角信息的波道配对;容易完成着陆动作的纠偏计算。

### 数据处理器

data process equipment

对同时能接收C波段和Ku波段信号的接收机来的信号进行译码和处理,产生方位、仰角和拉平引导数据,经接口电路对这些数据进行适当整理,变为合适的形式,送往着陆指示器或自动驾驶仪。

### 微波着陆系统天线

MLS antenna

工作于C波段或Ku波段。各种系统均有航向和下滑两种天线,航向天线作方位扫描,给出航向引导波束;下滑天线作俯仰扫描,提供下滑引导波束。目前,采用的有波束扫描和多卜勒扫描两大系统,天线型式均系线阵或带反射器的线阵。前者采用机械扫描或电扫描,在天线覆盖区域内给出连续扫描的扇形波束;后者要用两副天线,主换向天

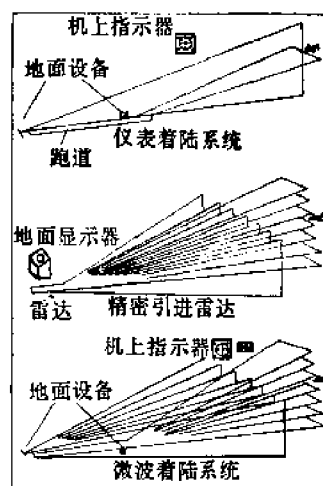
线阵辐射元是带平面反射器的振子,用PIN二极管控制换向。天线安装在一根直立杆上。基准天线安在杆子底部,由可调相振子天线阵组成,靠近地面波束锐截止。除此之外,为提高引导精度,还采用波束编码、改编和相关检测等技术。

### 波束扫描

scanning beam

波束扫描是微波着陆系统选用的一种扫描技术。采用波束扫描技术的微波着陆系统,其地面天线形成的含有瞬时波束指向角数据的扇形波束,在方位和仰角覆盖范围内作快速扫描,波束指向角数据可以用脉冲对间隔随波束中心瞬时变化的编码脉冲对来发射出去。亦可用加在载波上的(用窄偏移角调制)多个音频信号发射出去。当飞机进入天线扫描形成的角度坐标网时,机上接收译码器便可获得飞机相对于跑道的角度位置。

波束扫描方式可以是连续式扫描,也可以是步进式扫描;可以用机械扫描方式实现,也可以用电扫描方式来实现。



微波着陆系统波束扫描与另外二种典型着陆系统波束比较图

### 多卜勒扫描

Doppler scanning

它也是微波着陆系统选用的一种扫描技术。采用该技术的微波着陆系统,其地面主

天线阵的辐射源用一个固定频率发射信号,并相对于机上接收机作“等效运动”,根据多卜勒原理,此时在空间接收到的信号中就含有多卜勒频移分量,其频移大小和该接收点相对于天线阵方向的方位角或仰角的正弦成比例关系。亦即辐射器的等效运动,以“自编码”的方式产生一个为角度函数的频差。同时,在另一位置固定的基准载波天线上辐射固定频率的基准信号,为了达到高精度和抵消飞机和天线的相对运动,此信号与主天线阵发射的信号频率稍有偏差。

机上设备收到此两信号后,经处理比较,便获得多卜勒频移分量,即得到飞机相对于跑道的角度位置。

当主天线阵水平放置时即为方位角引导单元天线,垂直放置时即构成仰角引导单元。

#### 地面指挥引进系统

ground controlled approach system

(GCA)

地面指挥引进系统是利用架设在机场跑道附近的雷达测出飞机的位置参数,由地面指挥引导飞机进场和着陆的设备。

地面指挥员根据雷达显示器上的飞机信号,判断着陆的飞机是否处在正确的着陆航向和下滑线上,经过通信设备向驾驶员下达修正的命令。驾驶员则按命令进行修正,操纵飞机下滑到跑道端上空,然后目视着陆。所以此系统是一种低高度引进系统。

地面指挥引进系统由机场监测雷达、精密引进雷达、对空通信设备和电源设备等组成。

系统的优点是飞机上不需要增加任何电子设备,飞行员也不需要经过特殊训练,任何飞机都可利用这种设备进行着陆。缺点是驾驶员被动,需要绝对服从地面人员的指挥,对快速飞机的引导效率较低。

系统适用于那些不便装设较复杂着陆系统的机场、前线的战术空军机场以及供直升

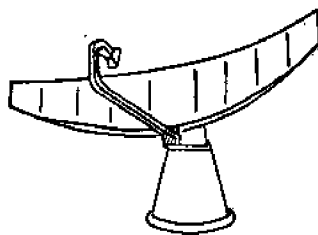
飞机、运输机使用的临时着陆机场。曾对系统作了种种改进,这些改进包括:将航向和下滑显示器合在一个显示器里,使用B型扫描方式,使着陆区附近的显示器画面扩展,以便观察;天线上加极化栅发射圆极化波,可以消除雨、云和雪的气象干扰;采用数字化动目标显示技术,以减少地物干扰;显示器用双色显示,实时信号用一种颜色,所有符号、图象用另一种颜色显示;生产轻便型多用途雷达,能兼作机场环视、测高、引导着陆和场面监视等用途;采用体积小,重量较轻,移相器少,价格便宜的一种相控式天线等。

#### 机场监视雷达

airport surveillance radar (ASR)

亦称机场调度雷达。它是一种近程搜索雷达,用以探测以机场为中心、半径为100~150公里范围内的各种飞机的活动。通常它以平面位置显示器显示飞机的距离和方位。一般都与二次监视雷达配合使用。

管制人员根据机场监视雷达所提供的情况,并根据飞机的请求和各飞机之间应该保持的安全间隔,便可实施机场近程上空的交通管制和导航。在能见度很差的情况下可大大减小飞机起飞和着陆的时间间隔,提高起飞和进场着陆的效率,提高机场的飞行密度,保证飞行安全。



机场监视雷达天线示意图

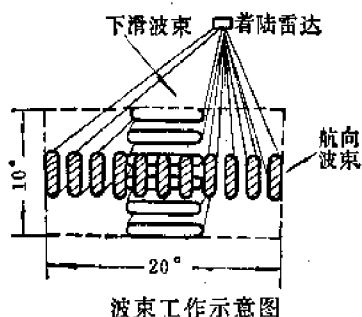
#### 精密引进雷达

precision approach radar (PAR)

精密引进雷达是一个三座标雷达。它由一个发射机,一个接收机,两副天线和两个显示器组成,其作用距离约40~60公里,工

作波长为 3 厘米。

航向天线和下滑天线向飞机着陆方向发射两组互相垂直的波束,航向波束左右扫描,下滑波束上下扫描,监视引进着陆空域内的飞机,如图所示。当飞机进入精密引进雷达的作用区域,其回波出现在雷达显示器上后,指挥员观察飞机回波的位置和轨迹是否处在正常的下滑线和航向线上,如有偏差,立即经通信设备向驾驶员下达修正命令,驾驶员按命令修正飞机的航向和下滑率。经过几次修正,飞机就能按正常下滑角和航向进入跑道端上空,目视着陆。

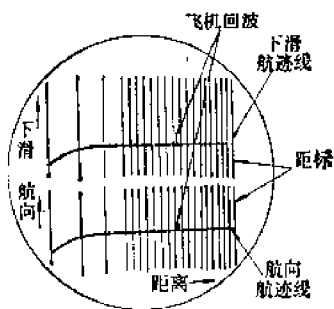


波束工作示意图

### 电航迹线

electrical flight path line

它是在精密引进雷达显示器的荧光屏上,用电子技术显示的一条飞机安全着陆所应遵循的标准下滑航迹线和航向航迹线。



精密引进雷达显示器示意图

### 微波观察仪

microvision

系统能在各种气象条件下为驾驶员显示跑道的轮廓,如同晴朗夜间着陆时看到的跑道灯那样,还能对自动着陆系统进行监控。

系统工作在 X 波段。由一系列地面微波信标发射机、机上接收测向设备和平视显示器等组成。机场跑道两边装设六或八个信标发射机发射脉冲信号。机上接收测向设备确定所有信标对于飞机垂直、水平轴的瞬时角位置,同时把它们真实地表示在平视显示器上。

系统特别适用于军用和小机场,装设六到八个地面信标后,机场就能给出最起码的全天候着陆能力。信标用电池供电,装设快且不用精细校准和配置,这一点在战争情况下很重要。此外,系统结构简单,可靠性高,安全性良好,转换亦自然。

### 平视显示器

head-up display

平视显示器由波形发生器、超高压装置、驾驶员控制装置及显示装置等组成。

它将需要显示的信息,通过波形发生器和阴极射线管变换成荧光屏上的数字、符号和图象,再经光学系统反射到座舱风挡玻璃前面驾驶员显示装置的光镜上,构成以外界为背景的位于驾驶员视线前方的透明指示。这样,使用时驾驶员可以同时看到座舱外的情况与显示的信息,避免了因交替地观察座舱内外而产生的视觉困难。

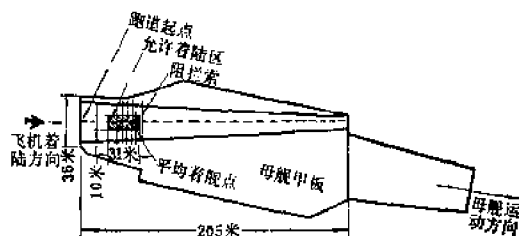
平视显示器可用于起飞、着陆、导航和攻击等各种状态,但不能单独使用,需要和飞机的电子系统结合用。

### 母舰上着陆

carrier landing

在低能见度下,向正在运动的航空母舰甲板上着陆是最困难的一种着陆。通常母舰甲板上的跑道长约 183 米,宽 27 米,可用的着陆面积约为  $30 \times 10.6$  米<sup>2</sup>。在平均着舰点前后共有 4~6 根间隔为 3~12 米的阻拦索,以帮助飞机减速。着陆时,母舰甲板还存在起伏、侧滚、俯仰和偏航等运动,以及母舰运动时有气流等特点,更增加了飞机在

母舰上着陆的困难。目前帮助飞机在母舰上着陆的电子设备有两类,一类是由装在甲板上的跟踪雷达跟踪着陆飞机,用数据链向飞机发送驾驶误差信号,飞行员根据双指针指示器指示来操纵飞机或与自动驾驶仪耦合完成着陆,这类系统也可完成全自动着陆。另一类是类似仪表着陆系统的母舰着陆系统,它是一种向空中提供着陆引导数据的地对空单程信息传递的微波着陆系统。系统在机上导出相对于母舰的位置信息,这样它就无法修正母舰的运动,所以它不能作为直接引导飞机接触到甲板的设备,可作为舰载低高度引进设备。



母舰上着陆示意图

### 全天候母舰着陆系统

all-weather carrier landing system  
(AWCLS)

是一种在低能见度下,能向母舰上着陆的飞机提供引进和着陆引导信号的母舰着陆系统。它由1~2部舰载精密跟踪雷达、跟踪和导航计算机、数据稳定装置、数据链和机上接收/译码器等部分组成(见图)。当舰上的空中交通管制雷达把飞机引导到离母舰16~32公里的某一位置时,跟踪雷达开始工作。它跟踪进场的飞机,确定飞机位置,给出方位、仰角和距离数据。这些数据送到数据稳定装置,该装置用来补偿母舰的运动(包括起伏、侧滚、俯仰和偏航等运动)。经补偿后的目标实际的垂直和水平位置数据送到导航计算机,计算机将飞机的实际位置与所选择的进场航迹进行比较,得出方位和仰角

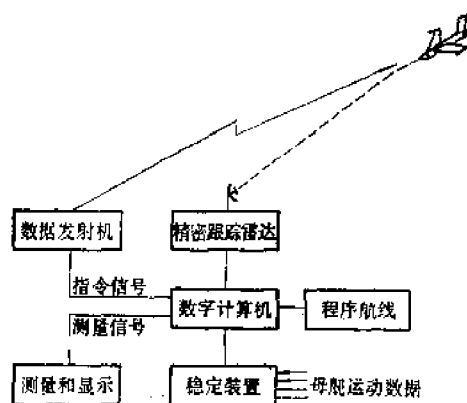
偏差。

通过超高频数据链将这些偏差信号传输给飞机,同时也将这些数据和距离送到母舰上的控制台中。在飞机上,接收机和译码器将这些偏差信号送到一般仪表着陆系统的双针指示器供飞行员观察手控着陆。也可送到自动驾驶仪作为俯仰及横滚指令引导飞机自动着陆。

该系统也可在陆地上引导飞机着陆,所不同的是还需加上侧风修正,计算机还要根据不同的飞机计算出不同的拉平曲线,使飞机能按照自己的下滑线平稳接地。

在母舰上它可单独使用,也可与舰载飞机进场控制系统配合使用。

该系统的主要优点是机上主动,能根据所给的偏差数据操纵飞机,同时地面可监视飞机着陆情况,一套地面设备可为多机种服务。缺点是工作容量较小,舰载设备每次只能引导一架飞机,在陆上使用的设备需两套跟踪雷达才能同时引导两架飞机着陆。对于不同类型,不同特性的飞机,计算机需要加以调整。



全天候母舰着陆系统原理方框图

### 舰载飞机进场控制系统

carrier system for controlled approach  
of naval aircraft (C-SCAN)

这是一种采用波束扫描技术的舰用微波着陆系统。它类似于仪表着陆系统,作为舰

用低高度引进设备,为飞机进入全天候母舰着陆系统和母舰透镜光学着陆系统的工作区提供引进信号,以及作为自动着陆时的机上独立监视设备。

系统由舰载方位和仰角发射台及机上接收/译码器等部分组成。两发射台在同一频率(15.4~15.7千兆赫)上按时分制工作,交替发送方位数据和仰角数据。方位天线产生2度波束,在离甲板中心线 $\pm 20$ 度之间进行扫描。仰角天线则产生1.3度波束,在真水平线到+10度之间扫描。发射信号为编码脉冲对调制信号,脉冲对的间隔表示相对于甲板中心线的方位角和相对于真水平线的仰角。编码用于区分方位和仰角信号。机上接收信号后,通过译码器对数据调制信号进行译码,并依靠机上的平视显示器或双针指示器指示飞机位置。飞行员根据指示,对准规定的进场航迹及适当的下滑角,通过自动驾驶仪进行自动着陆,或与舰上的透镜光学着陆系统配合目视手控着陆。

#### 数据稳定装置

data stable platform

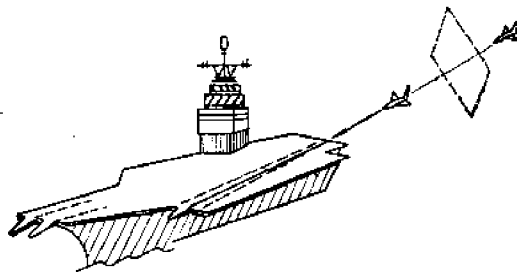
舰载着陆系统中的舰载设备随着母舰的运动而运动,这样测出的飞机位置数据就存在误差。数据稳定装置就是一种用于补偿母舰运动所造成误差的装置。它接收母舰运动传感器送来的信号,它包括俯仰、横滚、偏航及由陀螺与加速度计获得的飞机接地点的垂直运动等信号。同时接收舰载跟踪雷达送来的飞机方位、仰角和距离数据,经过修正,最后输出飞机的真实的垂直位置和水平位置。

#### 引进窗口

approach aperture

引进窗口是舰载发射台的开始作用区。它是一个高6.4公里、宽26公里、离舰32公里的假想窗口。当飞机利用其他导航设备(如仪表着陆系统、地面雷达引导着陆系统

或塔康系统)引导到引进窗口后,舰载发射台发射的平面扇形波束开始捕获这架飞机,进行全天候舰载着陆。



引进窗口示意图

#### 自动着陆

automatic landing

使飞机降落于地面(或海面、舰船甲板或者其他表面),包括下滑、拉平、接地、滑跑和最后停住等动作,叫做着陆。使着陆过程的大部分或全部自动化叫做自动着陆。

在各个飞行阶段中,进场着陆时飞机的操纵是困难的,特别是在能见度不良的情况下(阴天、夜间、有雾、低云和雨)操纵更加困难。另外,随着航空运输量的不断增长及超音速运输机和大型客机的发展,对确保“定期”和“安全”的要求就更加迫切,自动着陆是解决这个问题的有效途径。

#### 自动着陆系统

automatic landing system

完成自动着陆控制的全部设备的总和称为自动着陆系统。一般情况下包括地面设备和机上设备的大部分。

地面设备包括:

无线电引导设备(信标台,仪表着陆系统发射台,微波着陆系统发射台,精密着陆雷达等);控制设备(如地面控制中心计算机等)和机场照明设备(进场照明灯、跑道灯)。

机上设备主要包括如下各种分系统,下滑和航向无线电信标接收机;



进场着陆计算机 (进场耦合器、拉平计算机、垂直导航计算机等);

自动驾驶仪 (包括配平装置) 及增稳阻尼器;

无线电低高度表;

自动油门杆控制系统;

复飞计算机;

自动抗偏流系统;

自动滑行纠偏和刹车系统;

自动检测装置;

飞行员监控装置 (飞行指引系统、平视显示器、下视显示器、超视界显示器、活动地图、进场程序显示器和故障警告装置等)。

与自动着陆过程相适应, 自动着陆系统按其工作能力也分为 I、II 和 III (III<sub>A</sub>、III<sub>B</sub>、III<sub>C</sub>) 三个级别。上述各种设备应根据导航体制、着陆级别及飞机性能合理配置。为保证可靠性要求, 自动着陆系统各分系统均采用冗余技术。一般地说, 系统组成完善, 可靠性就高, 性能良好则自动着陆工作低限就低, 受气象条件和能见度的限制就小。

#### 拉平计算机

flare computer

拉平计算机是用于飞机着陆过程中操纵飞机进行拉平和平稳接地的机载计算机。

在地面上着陆的飞机, 一般不是一直以 2~3 米/秒的下降率下降并沿下滑道接地的, 它必须执行一种拉平操纵, 使下降率在接地时减小到 0.6~0.9 米/秒。拉平计算机用于提供拉平操纵信息。通常它根据测量得到的在拉平过程中飞机的高度和下降率, 计算出到接地点所需的时间, 再预测出飞机到接地点时的高度和下降率, 将预测值与到接地点时应有的数据 (高度为 0, 下降率一般为 0.6 米/秒) 在拉平计算机中进行比较, 将所得到的误差信息送至自动驾驶仪, 修正飞机的下滑状态, 平滑地改变飞机轨迹, 直至接地。

#### 自动驾驶仪耦合器

autopilot coupler

自动驾驶仪与机上其他系统 (如导航、火控、地形跟踪等) 之间, 或者自动驾驶仪与附加设备 (如指令装置、配平装置等) 之间的信号交联装置称为自动驾驶仪耦合器。

各种不同的耦合器受自动飞行控制系统的状态选择装置控制。耦合器本身是形成不同飞行状态下自动飞行控制系统控制规律的重要部件之一。它的功能是对其他系统或附加设备的有关信号进行处理 (包括综合、调制、解调、校正和增益调整等), 并把处理过的信号引入自动驾驶仪的相应通道, 以完成各程序预定的任务。

#### 无线电高度表

radio altimeter

无线电高度表是根据无线电波反射原理测量飞机距固定目标 (大地) 的真实高度 (即距离) 的机载雷达。

为了将发射信号波形与回波信号波形进行比较, 发射信号可以是连续波调频的或脉冲调制的。在连续波调频系统里, 载频调制成周期性的三角形波, 发射信号的一部分与接收信号混合, 产生频率直接与高度成比例的差频信号。在脉冲调制系统里, 则测量发射脉冲与回波脉冲之间经历的时间, 它直接与高度成比例。

无线电高度表由一个发射天线, 一个接收天线, 一部收发信机和座舱控制显示器组成。

全天候着陆过程中, 飞机接近跑道时, 准确定位的问题很重要。飞机在水平面上距跑道的位置一般由下滑信标可以比较准确地测得, 从而在任何瞬间飞机机轮离跑道的真实高度就是最严格和最难测量的。测量精度高和分辨率高是稳定着陆所要求的。

直升飞机和垂直起落飞机工作中经常遇到的地形回避和离地高度测量问题, 也同样

要求高精度的高度表。

此外,高精度高度表对从事战术地形侦察或低空轰炸的飞机也特别有用。

### 调频式无线电高度表

frequency modulated altimeter

调频式高度表里,载频按某一周期性规律调制,发射信号的一部分与接收信号混合,产生频率直接与高度成比例的差频信号,从而测出飞机的真实高度。

调频高度表测出的高度受地形不规则(如建筑物、土堆、其他非水平或散射折面)的影响。飞行中地形起伏变化不断发生,因此这种高度表误差不是恒定的;还有由于可能的频偏所限制的分辨率,造成在测高时的“阶梯效应”,即量化误差;此外,调频高度表本身不能很好地把由于多卜勒效应产生的频移与真实高度产生的频移分开,造成测高时的多卜勒频移效应,这种影响在高速飞机上尤为明显。

但是,对全天候着陆而言,调频高度表在使用上比脉冲高度表更为成熟和优越。脉冲高度表测量的是离飞机最近物体(如机场围墙或着陆引导灯)的距离,而调频高度表所测出的则是飞机到地面整个区域之间的距离。调频高度表还容易实现固态电路化。

### 脉冲调幅式无线电高度表

pulse amplitude-modulated altimeter

脉冲调幅式高度表根据发射脉冲和回波脉冲之间经历的时间来测定飞行的真实高度。

它可以同样的准确度测出飞行高度而与所测数值的大小无关。测量的最小起始高度取决于所用的脉冲宽度,最大高度则取决于脉冲重复周期、发射机功率和接收机灵敏度。通常为了增加读数的准确性,高度表分为几个高度量程。

脉冲高度表没有调频高度表所固有的误差,能精确地测出对地的最小高度,不受地

形特性、飞机速度、高度或姿态等因素的影响。高度及其变化率信号通过稳定的积分电路,以便消除在连续高度变化时的高度误差,同时还有记忆电路,始终保持输出信号的连续性。

### 双调频无线电高度表

double frequency-modulated altimeter

调频高度表测高时总是产生与高度无关的固定误差,在小高度上相对测量误差迅速增大。双调频高度表消除了这一误差。它是利用鉴频器来测速和测高的,因此有较高的准确度,并能消除测高和测速中可能出现的虚假指示,能测很小的高度,其最小作用距离受信噪比的限制,发射机频偏可以很小。但是,它也有一些缺点,作用原理复杂,最大作用距离有限,发射机的调制较难,接收机调谐复杂且临界,在发射机功率给定条件下,作用距离比一般系统小很多。

双调频高度表的发射信号频率用两个频率  $f_{m1}$  和  $f_{m2}$  进行调制,  $f_{m1}$  选得较低,与一般系统中的  $f_m$  相当。 $f_{m2}$  选择较高,比  $f_{m1}$  大得多。由目标反射回来的信号与发射机直达信号在接收机中经混频、滤波、迭加后形成有用信号。自鉴频器输出可取得两个分量:振幅与到目标的距离成比例的交流分量;大小与目标速度成比例的直流分量。把两个分量分别接到电表指示,可以直接测得目标的距离和速度。

### 无线电高度表天线

radio altimeter antenna

调频小高度表或脉冲大高度表均有波束指向地面的收发两副天线,使用的载频相继有 400 兆赫、800 兆赫、1700 兆赫和 4000~4400 兆赫。相应地,天线型式有超短波偶极子天线、抛物面天线及喇叭天线等,形成各种宽度的波束。一般天线都装在机腹靠近飞机重心的位置,这样,飞机作正常的姿态倾斜和俯冲飞行时引起的高度误差最小。喇叭

天线由于结构性能和电气特性好,用得最多。

### 着陆低空高度表天线

lower altimeter antenna of landing

采用具有一定增益的两只喇叭天线或偶极子天线,宽约 35 度~40 度的锥形波束垂直指向地面。一个发射,一个接收,都装在机腹靠近重心的蒙皮内。为了确保精度,天线必须在高度降到 0.5 米以下时保持线性输

出,这就务必使两副天线尽量靠拢。为了提高分辨率,减少地物影响和避免耦合,方向图宽度应适当地窄,但过分窄了将妨碍飞机着陆时姿态的正常变动。喇叭天线简单牢固,安装间隔可以很小,方向图好,具有旁瓣抑制能力,阻抗匹配性能良好,在宽达 35 度范围内的姿态变动,误差也不大。缺点是要切开飞机蒙皮。

## 八、空中交通管制

### 空中交通管制

air traffic control (ATC)

空中交通管制是一种以确保飞机飞行安全和提高飞行效率为目的而建立起来的业务。空中交通管制也可叫做航行管制,其主要任务是:

1. 防止飞机在空中相撞和与地面障碍物相撞;
2. 有效地利用空间、加速并保持空中交通有秩序地进行;
3. 保证准确与安全的导航勤务;
4. 提供有助于保障飞行安全的有效设施和情报;
5. 在必要时提供有关遇险飞机的情报。

空中交通管制的基本组成环节包括飞机、机场、导航系统、航空与气象情报、规则和程序、通信和空中交通管制设备等。

空中交通管制并不是一个新问题,以前,由于飞机数量少、速度低和飞行量小,没有引起人们的足够重视。但是,随着航空事业的迅速发展,飞机在空中飞行的速度越来越高,机种增多,飞行量急剧增加,空中飞行活动日益频繁复杂。有些国家的航空港已经出现飞行的饱和,造成飞行积压和延误,甚至造成空中秩序混乱,发生飞机相撞的严重事故。因此,空中交通管制问题愈来愈成为空间管理上一项急待解决的大问题,它将直接影响飞行的安全和飞行效率的提高。

目前许多国家为了改变空中交通管制工作远远落后于空中交通事业发展的状况,都在大量研制和使用各种先进的电子设备,有计划、有步骤地改善现有手工方式和半自动方式的空中交通管制方法及设备,使管制系

统逐步向自动化方向过渡。

### 空域划分

division of airspace

为在飞机活动的整个空域内有效地实施空中交通管制,需根据飞行和管制的特点对空域进行适当的划分。空域划分种类很多,各国划法均不一致。按国际民航的规定,一般将空域划分为:管制地带、管制区、咨询空域(其中包括咨询区和咨询航路)、飞行情报区。我国现在采用的空域划分方法是:机场区域(航空站区域)、管制区、飞行情报区。这些区域都有一定宽度和高度,以便于维持空中交通秩序和保证安全飞行。

### 航路

airway

为了保障航空运输,提高空间的利用率,维护飞行秩序,保证飞行安全,在大城市之间和飞行频繁的地区划设航路。航路是一种具有一定宽度和一定高度的固定空域。为适应飞机性能的要求,考虑到航程的长短,通常划设中低空航路和高空航路。航路应有可靠的通信、导航、雷达保障。航路的宽度和高度的范围应在航路说明书、航路图中注明。

### 空中交通管制体制

air traffic control system (ATCS)

空中交通管制涉及到飞行的全过程,为了有效地进行管制,采用分级管制的体制。一般分为区域管制、进近管制和塔台管制。

区域管制由担负区域管制任务的航行调度部门执行。其职责是在管制区内监督飞机的活动,实施垂直的、纵向的和横向的调配,以保证飞机安全、正常、迅速而有秩序的飞行。

进近管制由担负进近管制任务的航行调度部门执行,其职能是对到达或离场的飞机实施管制。其管制的区域可包括一个或几个机场。

塔台管制由机场塔台执行,其职能是负责维持机场秩序,指挥飞机滑行和起飞、降落,防止飞机在活动中发生碰撞事故。

#### 目视飞行规则

visual flight rules (VFR)

亦称能见飞行规则,是在目视气象条件下飞行应遵守的飞行规则。飞行员观察地标作目视飞行,主动观察空中情况,避免与其它飞机相撞。

#### 仪表飞行规则

instrument flight rules (IFR)

当气象条件低于目视飞行的最低条件时,飞行员必须按仪表飞行规则飞行。在目视气象条件下,飞行员也可选择按仪表规则飞行。仪表飞行一定要在机上的仪表设备完善和良好的情况下才能进行。飞行员应保持好飞行高度和航线,管制员应监督和调配好飞行活动,以保证飞行安全。

#### 飞行高度层

flight level

飞行高度层是调度飞行活动、解决飞行冲突的一种主要调配方法。它按规定把空间划成不同的高度层,将飞机配备在不同的高度层上飞行,使飞行之间保持有安全的高度差。

世界各国配备飞行高度层的方法也不尽一致,但都是以航线角来配备飞行高度层的。

#### 间隔标准

seperation standard

间隔标准是指在空中交通管制中,为防止飞行冲突,保证飞行安全和提高飞行的空间和时间利用率所制订的飞机与飞机之间所应保持的一种安全间隔。它是调度飞行活动的依据。间隔标准包括纵向、横向、垂直间

隔三种,它是根据飞机性能、实际飞行经验和所使用的导航、雷达设备的精度来确定的。对于同一航线、同一高度作同向飞行的两架飞机,其纵向间隔不小于5分钟。对于在同一高度上,航线之间的横向间隔不小于15公里。两机的最小垂直间隔为300米;当高度在8700米以上时,相向飞行的飞机之间应有600米的垂直间隔。

随着交通密度的增加以及高性能飞机的出现,为了更充分利用空间,必须提高导航、雷达设备的精度,以便进一步降低间隔标准。

#### 空中交通管制电子设备

electronic equipment of air traffic control

供空中交通管制使用的各种电子设备。现代化空中交通管制系统包括能完成下述六种任务的设备:

1. 保证飞行员随时知道飞机在三度空间位置的各种导航设备。
2. 保证管制部门随时了解在它管辖范围内的全部飞机瞬时位置的空情监视和识别设备。
3. 保证管制部门快速处理飞行计划和空情,随时判断飞行安全、防止飞机相撞的数据处理设备和显示设备。
4. 保证管制人员实施对空指挥、进行地空联系的地空通信设备。
5. 保证各有关管制部门之间互相传送情报和相互协调的地面通信设备。
6. 飞机上设有避免相撞的防撞设备。

#### 机场场面监视雷达

airport surface detection radar

这是一种机场场面交通管制用的雷达。它供管制员监视跑道、滑行道和停机坪上飞机和车辆的活动情况,以便及时地指挥引导,提高跑道、滑行道的使用率,增加机场处理飞机的速度,并避免飞机与飞机、飞机与车辆之间在地面相撞。

这类雷达要求分辨力高,以便能够判别机场上各种飞机的种类和姿态;天线转速要快,以提高获取信息的数据率。

### 航路监视雷达

en-route surveillance radar

航路监视雷达是一种远程搜索雷达。它的作用距离约为 300~500 公里,主要用于监视连接各机场之间的航路上和航路外的飞机活动情况,为管制部门随时提供在其管辖范围之内飞机活动的情况。

管制人员根据空情,监视飞机的安全间隔,检查是否有两机发生相撞的可能,如发现现有危险征候,则对飞行员发出警告,以保证航路飞行安全,提高航路的利用率。此外,还能确定迷航飞机的位置和协助飞机绕过天气恶劣的区域。

一般均将航路监视雷达连接成雷达网,以便各管制中心能了解全部空域内的空情。

### 空中交通管制雷达信标系统

air traffic control radar beacon system  
(ATCRBS)

空中交通管制雷达信标系统是一种二次监视雷达,由敌我识别装置发展而来。通常与机场、航路监视雷达配合使用,为管制人员提供飞机的位置、代号、属性以及飞机的高度等信息,以保障飞机安全飞行。从国外的情况看来,二次雷达已成为空中交通管制系统掌握飞行动态的重要情报来源之一。它由如图所示的地面询问器与接收机、机载应答器两大部分组成。地面询问器用询问频率向机上应答器发射编码的询问信号,应答器根据询问的类型,在回答频率上向地面回答相应的编码信号。地面接收译码后,根据回答的编码信号形式显示出相应的信息。

该类系统的主要优点是:

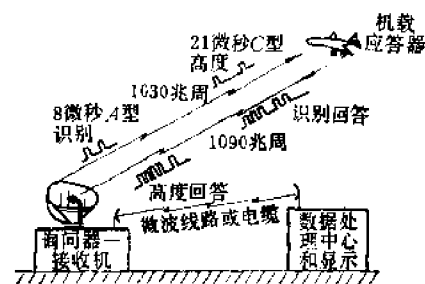
1. 不受目标有效反射面积的限制,回答脉冲比一次雷达的回波强得多,更便于录取信号和进行自动跟踪。

2. 询问发射频率与回答发射频率不同,消除了地面杂波和气象反射的干扰。

3. 能够提供准确的飞行高度。

4. 能够用事先编好的代码为多达 4096 架飞机进行准确的飞机识别。

其缺点是不能探测任何没有安装应答器的飞机,且目前的二次雷达因其测距和方位精度比一次雷达差,故还需与一次雷达配合工作,而不能取代一次雷达。

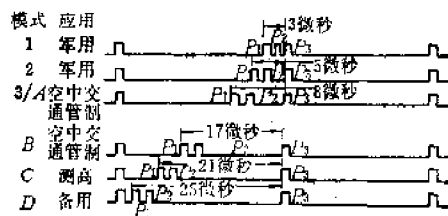


空中交通管制雷达信标系统示意图

### 询问模式

interrogation mode

空中交通管制雷达信标系统的地面询问信号由如图所示的三个脉冲组成,其中  $P_2$  为旁瓣抑制脉冲,  $P_1$  和  $P_3$  为一询问脉冲对。不同的脉冲对间隔区构成如图所示的七种询问模式。国外将 1、2、3 式作为军用, A、B、C 式作为民用。因 3 式和 A 式为同一模式,所以又叫 3/A 式。1 式、2 式用于敌我识别。3/A 式和 B 式用于识别民用飞机。C 式为军民合用进行测高, D 式留作备用。



询问模式示意图

### 应答器

transponder

应答器是空中交通管制雷达信标系统的

机上设备。它由接收机、译码器、编码器、高度变换器、控制盒、调制器、发射机和天线等部分组成。它根据地面询问的模式作相应的回答, 回答信号除含有高度信息的编码脉冲外, 其识别信号是由两个相距 20.3 微秒的帧脉冲 ( $F_1$  和  $F_2$ ) 和其中的 12 个信息脉冲组成 (如图所示)。信息脉冲可组合成 4096 种不同的码子作为应答器的回答信号。标以 X 的脉冲可以用来传递特殊的信息, 一般并不使用。滞后  $F_2$  4.35 微秒的“识别”脉冲 S 可用于识别单架飞机。地面站收到回答信号后, 对这些代码进行译码便可获得飞机的代号和高度等信息。

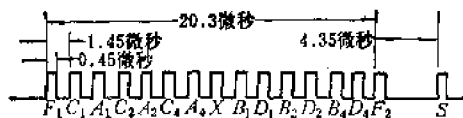


图 1 识别回答脉冲形式

### 旁瓣抑制系统

sidelobe suppression system (SLS)

在空中交通管制雷达信标系统中, 在雷达的有效作用范围内, 它的旁瓣可以触发飞机上的应答器。这时在显示器上会出现很多不希望有的信号标志, 它将使方位准确度和分辨力变坏, 干扰增加。为此, 在地面询问支路中设计有旁瓣抑制电路, 以消除旁瓣的询问。

主要原理: 地面询问信号发射三个脉冲,  $P_1$ 、 $P_2$  和  $P_3$ , 其中  $P_1$  和  $P_3$  为询问脉冲对, 由定向天线发射,  $P_2$  脉冲滞后  $P_1$  2 微秒, 它由靠近询问天线的全向天线发射 (如图所示)。

在机上应答器内将收到的第一个询问脉冲  $P_1$  延迟 2 微秒后与收到的第二个由全向天线发射的脉冲  $P_2$  进行幅度比较。当  $P_2$  比  $P_1$  低 9 分贝时, 应答器才回答; 若  $P_2$  和  $P_1$  一样大, 应答器就予以回答。其振幅关系如图所示。

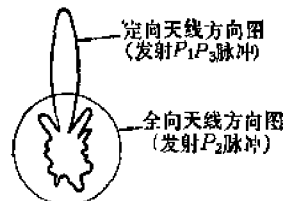
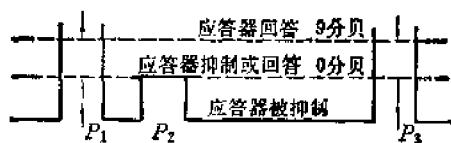


图 3 旁瓣抑制原理示意图

### 非同步干扰抑制系统

asynchronous interference suppression system

当飞机处于若干个地面站共同作用的范围内时, 每个地面询问接收机除了对本站询问所引起的回答脉冲同步接收外, 还会接收到因其他地面站的询问而引起的非同步回答。因此, 就会在显示器上形成非同步回答干扰。采用非同步干扰抑制系统就可以消除此种干扰。

作用原理: 将视频回答储存一个询问周期的时间, 使其与第二次回答进行比较。如果重合, 则视频信号是相干的, 就显示出来, 如果不重合, 则回答是不相干的, 信号被消除而不显示出来。

### 自动过载控制系统

automatic overload control system (AOC)

机载应答器有可能处在许多地面站的探测范围之内, 因而会接收到许多询问信号, 如果要对这些询问信号逐个加以回答, 会造成发射机过载。因此在应答器内采用自动过载控制电路来保护发射机免于过载, 并帮助系统减少回答密度。这种系统主要是通过控制信号强度来完成上述任务的。通常将这种电路的电平调整到保证应答器每秒只回答 1200 次, 超过该电平时, 接收机灵敏度就下降, 对弱信号不予回答。

### 离散地址信标系统

discrete-address beacon system (DABS)

普通的空中交通管制雷达信标系统有非同步干扰和应答器过载等问题, 在那些飞行稠密的地区, 它将使系统工作饱和。

离散地址信标系统实际上可看作是普通的空中交通管制雷达信标系统的一种附加设备, 它增加了离散呼叫, 增加了中等容量的空对地数据链和提高了精度。

主要原理: 离散地址信标系统的地面询问是一种只针对有关目标的离散地专门呼叫的询问。装备该系统机载应答器的飞机要经过周期性的接收专门的询问才进入系统。一旦该系统的离散地址被接上, 地面系统的计算机在知道飞机位置的基础上控制天线波束指向飞机, 并发送询问, 以后的监视和询问只针对该架飞机。这样便能获得最大量的密集的应答数量, 并保证不使两个应答重迭。同时, 为了减少获得方位信息所需要的应答量, 采用单脉冲接收技术来确定其方位位置。

可见, 由于离散地址的特点和采用单脉冲接收技术, 使飞机应答量大大减少, 并可避免数据传输通道过分拥挤。

### 同步离散地址信标系统

synchronized discrete-address beacon system

它是上述普通离散地址信标系统的改进。主要原理如下: 该系统的所有地面台必须彼此同步, 对飞机是按先远后近的顺序点名询问。而对每架飞机的发射询问瞬间是经准确定时的。在每次扫描时间内对每架飞机采用两个询问, 第一个询问用来精确测量飞机的距离, 第二个询问能精确地传递“零时间”信息。该系统的机载设备均有一个晶体钟, 它是由“时间零点”信号来控制的。该信号不仅对自己发射的回答信号定时, 而且对收到邻近飞机的回答信号到达本机的时间也定时。这样, 只需测出从最后一个时间零

点到其他飞机的回答信号到达本机所经历的时间, 就可知道自己飞机与其他飞机之间的距离。此外, 回答信号应包含飞机识别和高度信息, 经译码后便可知自己飞机和其他飞机的高度差。这样便可判定是否处于发生碰撞的危险状态, 并采取避撞的措施。因此, 同步离散地址信标系统除能完成普通雷达信标系统的任务外, 还可完成飞机避撞和测距。

### 人工译码系统

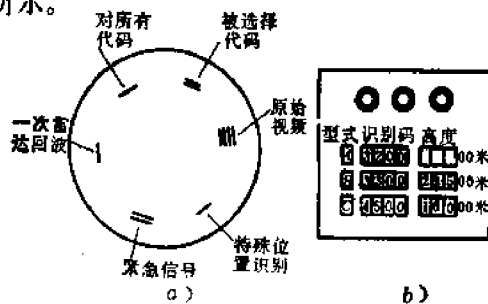
manual decode system

空中交通管制雷达信标系统中的地面译码系统, 可分为人工和自动两种。

人工译码系统有被动译码和主动译码两种方式。

当已知飞机代号而不知其位置时, 使用被动译码。管制员可在被动译码器上装定有关飞机代号, 译码器将从所有回答信号中寻找事先装好规定代号的飞机, 一旦发现这样的飞机, 显示器就出现一个特定的图象, 作为该机的识别标志, 如图所示。

当已知飞机位置而不知其代号和高度时, 使用主动译码。管制员用光笔在飞机的回波上作一标记, 那架飞机的回答信号便从其他回答信号中自动分离出来。被分离的回答信号通过译码电路将飞机的代号和高度数据显示在主动译码器的数字指示器上, 如图所示。



译码系统显示示意图

a—平面位置显示; b—表格式数字显示。

### 自动译码系统

automatic decode system

人工译码系统在使用上有一定的弱点,



管制员无论是采用被动译码或主动译码, 天线每转一圈只能识别一架飞机或指示一架飞机的高度。空中交通管制雷达信标系统的全部潜力, 只有通过使用自动译码系统才能充分发挥出来。

自动译码系统可以同时多架飞机进行自动录取和识别。其工作过程是用目标录取器把每架飞机大量重复的回答信号变成天线每转一圈只有一个信息, 然后通过数据处理, 将飞机代号、高度和位置等数据以数字和符号的形式自动显示在综合显示器上。

### 空中交通管制中心数据处理设备

data processing equipment of ATCC

数据处理设备是管制中心的“心脏”, 担负着管制中心内几乎全部的数据处理工作。通常要完成下述任务:

1. 接收和处理飞行计划;
2. 处理和跟踪雷达数据及处理管制人员提供的数据;
3. 将雷达数据和飞行计划数据进行比较, 自动修改飞行计划数据;
4. 预测发生碰撞的可能性, 及时发出警报, 并提供解决飞行冲突的处理方案;
5. 安排飞行、进场和着陆次序;
6. 为显示器提供数据, 以显示飞行的计划航迹和实际航迹以及飞机的速度、高度和航向等;
7. 为输出印制设备提供数据以印制飞行计划和飞行进程表;
8. 和其他管制中心有效地交换各种数据;
9. 对整个系统进行控制, 使其协调一致地工作。

一般都用两台或多台数字计算机作为数据处理设备, 采用双机或多机工作, 可以多道程序运行, 有较

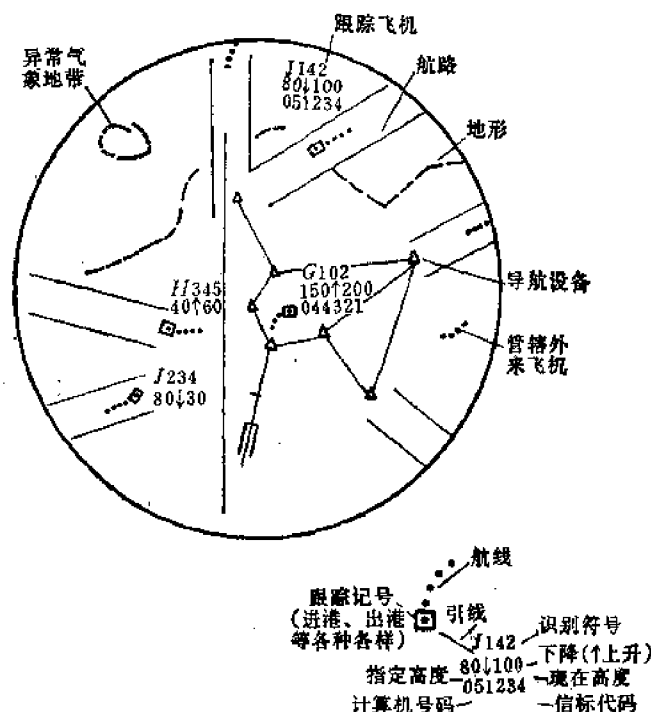
完善的程序自动化软件和机内故障自动判断能力。其运算速度大都在五十万次左右, 内存容量一般以三万二千个单元为基数, 必要时可成倍扩充, 并采用大容量的磁盘存储器, 作为主要的外存设备。

### 综合动态显示器

synthetic dynamic display

综合动态显示器的主要作用是将管制中心所掌握的飞行计划和实际空中飞行动态直观形象地显示在荧光屏上(见图), 供管制人员进行调配和实施指挥调度。一般可用雷达的原始图象为背景(也有不显示原始图象的全综合显示), 结合计算机输出的跟踪轨迹、飞机代号、高度、速度等显示出当时的实际空情。当显示飞行计划时, 显示器上的空情, 全部都是计算机输出的预计空情, 这可预测空中交通密度和冲突, 做好飞行前调配。

综合动态显示器的荧光屏直径一般为40~58厘米(16~23吋)。



综合动态显示器示意图

此外亦有采用彩色的综合动态显示器, 如用黄色显示雷达图象, 用红色和绿色分别显示两种不同类型飞机的航迹和飞行诸元。

#### 雷达明亮显示器

radar bright display

雷达明亮显示器有两种, 一种是电视扫描的综合动态显示器, 另一种是直观储能管高亮度显示器。前者是以电视扫描方式将原始雷达图象显示在电视荧光屏上, 还可插入计算机输出的数字符号。其亮度很高, 不象雷达扫描的综合显示器那样需要在暗室中观看。但使用时需配有专门的扫描变换设备, 图象清晰度较差。后者则是利用储能管直接显示原始雷达图象, 其存储时间可变, 亮度比普通的雷达显示器高几百倍, 适合在塔台上使用。

#### 表格显示器

tabular display

表格显示器即电子数据显示器, 它是空中交通管制系统采用的另一类显示器, 通常用数字和符号以列表的形式将飞行计划和飞行诸元显示在荧光屏上。

一般用途:

1. 系统操作时键盘输入的视觉核实。
2. 作为计算机输出显示。
3. 用作告警显示。
4. 作为对管制员询问的应答显示。

#### 输入设备

input equipment

空中交通管制系统中的输入设备起人和机器之间的接口作用。它用来选定显示器上的任一目标, 要求计算机对被选目标进行跟踪或要求补充和修改其显示内容, 或要求补充和修改该目标的飞行参数等。

在自动化空中交通管制系统中广泛采用的输入设备有光笔、跟踪球(也叫滚球)、操纵杆、键盘和接触输入装置(它是与表格式显示器配用的一种直接输入装置)等。

#### 输出设备

output equipment

空中交通管制系统中的输出设备用来将计算机输出的结果记录下来, 供管制人员使用。

主要的输出设备有飞行单打印机和电传打字机。飞行单打印机用来打印计算机处理过的飞行进程单, 供管制人员使用。电传打字机供计算机操纵人员使用, 也有用电传打字机印飞行计划的。

#### 宽带雷达情报传输设备

broad-band transmission equipment

航管雷达为了监视航路一般配置在较高的地方, 它距管制中心较远。宽带雷达情报传输设备就是一种能将原始雷达图象远距离传送到航管中心的设备。传送的主要情报有雷达视频信号(一般的雷达视频, 动目标显示, 二次雷达的各种视频信号)、雷达触发信号、天线方位同步信号、远距离控制信号和电话信号等五种。它主要由多路调制器、多路解调器和电缆或微波中继线路组成。通常当传送距离在3000米以内时使用电缆传输, 超过3000米时则用微波中继线路传输。

#### 窄带雷达情报传输设备

narrow-band transmission equipment

窄带传输设备主要用来将经过录取的雷达信息, 从雷达站传到航管中心, 及与邻近的管制中心交换有关雷达情报和空中情报。它主要由缓冲器装置以及调制器和解调器组成。其带宽通常为一个话路。数据传输的速率有: 600、1200、2400、4800和9600波特等几种, 根据需要进行选择。

#### 报路传输设备

telegraph channel transmission equipment

在空中交通管制中, 报路传输设备主要用于传递申请和批复后的飞行计划, 并通报有关单位, 也用于传递气象数据等。该设备常

与空中交通管制中心的电传打字机、飞行单打印机等相连。报路速率有50、60、133和180波特等数种,视所选用的设备决定。通常一个自动化管制中心都具有大量的报路传输设备。

#### 地/空通信设备

ground/air communication equipment

地/空通信设备是有效地进行空中交通管制的重要设备。它主要用于传递管制信息、位置报告、飞行计划修正以及气象、飞行咨询等情报,使飞机能按管制员要求有组织地在空中飞行,以保证飞行安全。

使用的主要设备是甚高频和特高频地/空话音通信设备。但由于速度太慢,通道拥挤,它的使用越来越感不便。随着自动化交通管制的发展,目前正在发展高速、高精度的自动化地空数据通信系统,如离散地址信标系统数据链、卫星数据链、时序精密钟频数据通信链等,以及用计算机来控制通道转换和选择通道等。

#### 机载防撞设备

airborne collision avoidance equipment

机载防撞设备是一种在空中探测碰撞危险,给飞行员提供回避动作,防止飞机在空中发生碰撞的机载电子设备。

解决飞机在空中碰撞有两种途径,一是空中交通管制系统严格控制飞机防止碰撞,二是空中飞行员掌握周围的空情,主动实施避让。随着飞机的高速度、大型化,以及飞行密度高与全天候飞行,不能仅依靠人眼来发现和预防碰撞。因此,在机上要装备防撞用的电子设备。机载防撞设备的功能是:

1. 探测本机周围空域的全部具有潜在危险的其它飞机和目标。
2. 估计实际会发生碰撞危险的距离。
3. 若有危险,确定所需正确机动。
4. 为保证安全间隔,指定什么时候应开始机动。

当前正在发展和使用的有防撞系统和驾驶员告警指示器两种型式的防撞设备。

#### 时间/频率防撞系统

time/frequency collision avoidance system (T/F CAS)

这是一种飞机与地面站之间的组合防撞系统。它是根据每架飞机和地面站之间在时间上精确同步的原理,通过其他飞机发射信号的单程传输时间来测定自己飞机和他机之间的距离、距离变化率和高度差,从而预测碰撞危险及其方向,并向飞行员提供最佳的回避途径,以防止飞机在空中相撞。

#### 驾驶员告警指示器

pilot warning indicator (PWI)

飞机用自备式雷达防撞装置,它不要求相遇的其他飞机装有相应的设备。该装置用于探测侵入自己安全区内的其他飞机,并能在接近告警指示器上指示侵入飞机的距离、方向及在安全区的上方或下方等时,以帮助飞行员防止碰撞。

#### 空中交通管制系统模拟器

simulator for air traffic control system

这是为设计空中交通管制系统前的预先研究以及培养和训练管制人员用的一种模拟设备。它可用来模拟各类飞机活动和碰撞危险,模拟各雷达回波、空情处理与显示,以及管制人员的各种控制等空中交通管制系统的实际工作情况。

#### 空中交通管制系统

air traffic control system

空中交通管制工作涉及飞行的全过程,它实际上是一个由各级管制机构、各种管制设备以及机场、飞机等许多环节构成的综合系统。通常所说的空中交通管制系统是指由完成空中交通管制任务的上述各种管制设备所组成的,经专门设计的系统。它可以分为两大类:

- 1 以各种导航设备为基础,加装数据自

动传递设备组成的空中交通管制系统。此类系统如“塔康数据传递系统”、“台卡数据传递系统”等,仅停留于方案阶段,未正式使用;

2. 以雷达为基础,加装数据处理系统组成的空中交通管制系统。它是目前国外广泛使用的系统,为适应航空事业的飞跃发展,它正逐步从人工管制系统发展成为半自动化和自动化管制系统。

### 人工空中交通管制系统

manual air traffic control system

它是一种以通信设备、手工式领航计算、簿记式情报记录为主要手段的最简单的管制系统。在这种系统中,管制员以手工方式接收处理和显示飞行计划、飞行进程单,与飞机保持通信联络,监听飞行员位置通报并在飞行动态板的纸条上记下到达位置报告点的时刻,以掌握空情。同时用计算尺进行领航计算,以调配飞行冲突,与邻近管制中心保持密切联系,交换情报以避免飞行冲突等。所以管制员的大部分时间花在频繁的、费时的、重复的登记工作与协调工作上,使他没有精力去解决飞行冲突。该系统只适用在飞行密度较低的地区。

### 雷达进近管制系统

radar approach control system  
(Racon)

雷达进近管制系统是一种航路终点站空中交通管制系统。它由终端航路监视雷达、机场监视雷达、精密引进雷达、机场场面监视雷达以及通信设备、测向设备等部分组成。其主要功能是:

1. 对航路上飞行的飞机进行监视和指挥;
2. 调节航路终点站进出飞机的间隔;
3. 给飞临跑道的飞机提供导航信息,使它安全着陆;
4. 在低能见度情况下,使管制人员掌握

机场场面活动情况,以充分利用跑道和滑行道。

使用这种由雷达和通信设备联合组成的系统,就能指挥、引导飞机的进场和着陆,解决航路终端机场因航路汇集而产生的飞行拥挤问题,提高空中交通流量。

但是该系统仍是一种人工管制系统,它的飞行情报处理以及地空通信仍为人工操作,显示器是普通的平面位置显示器,只能看到光点而不能显示高度和飞机代号等。

### 伏尔斯康系统

VOLSCAN system

伏尔斯康系统也称容积扫描系统。它是一种由雷达和模拟计算机组成的进近交通管制系统。主要用于组织、安排返航飞机的着陆次序,提高单位时间内的着陆数量。主要原理是:雷达站连续不断地将被选定的飞机的方位和距离数据送到计算机,计算机计算出飞机到达着陆进口口的最小时间和必需的飞行航道,确定出飞机应保持的航向、空速和下滑率,然后由管制员将此数据用无线电话通知飞机,飞行员按照地面指令操纵飞机到达机场着陆进口口。

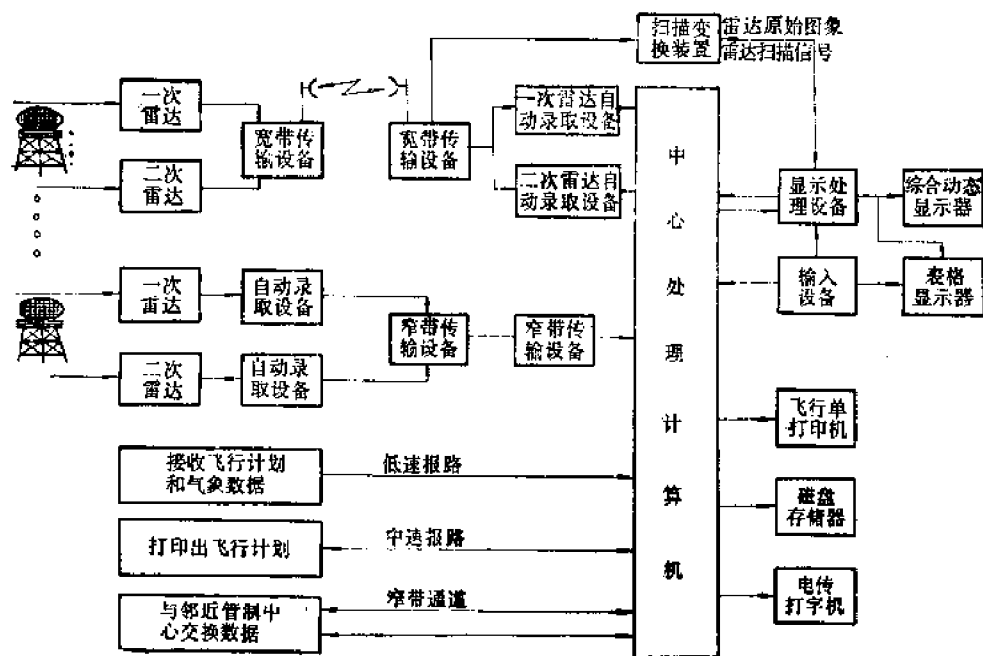
### 自动化空中交通管制系统

automatic air traffic control system

自动化空中交通管制系统是利用自动化数据处理设备来提高管制系统的调度指挥能力。所谓自动化并不是使管制本身自动化,也不是把飞机的控制列入自动化系统,而仍是通过向飞行员发出适当的准确的情报,帮助其安全飞行,避免飞机在空中相撞,以确保大量的飞机在空中安全、准确和有序地飞行。

一个以雷达、计算机为基础的较完善的自动化管制系统,一般由如图所示的五个基本部分(雷达情报获取、数据传输、中心数据处理、显示和输入输出设备等)组成。

它的主要功能是:自动接收和处理飞行计划、自动监视和跟踪飞机、安排飞行次序、



自动化空中交通管制系统方框图

预测碰撞危险及提供调配方案、自动显示各种有关飞行数据、自动打印飞行计划和飞行进程单以及与邻近管制中心交换各种有关数据。

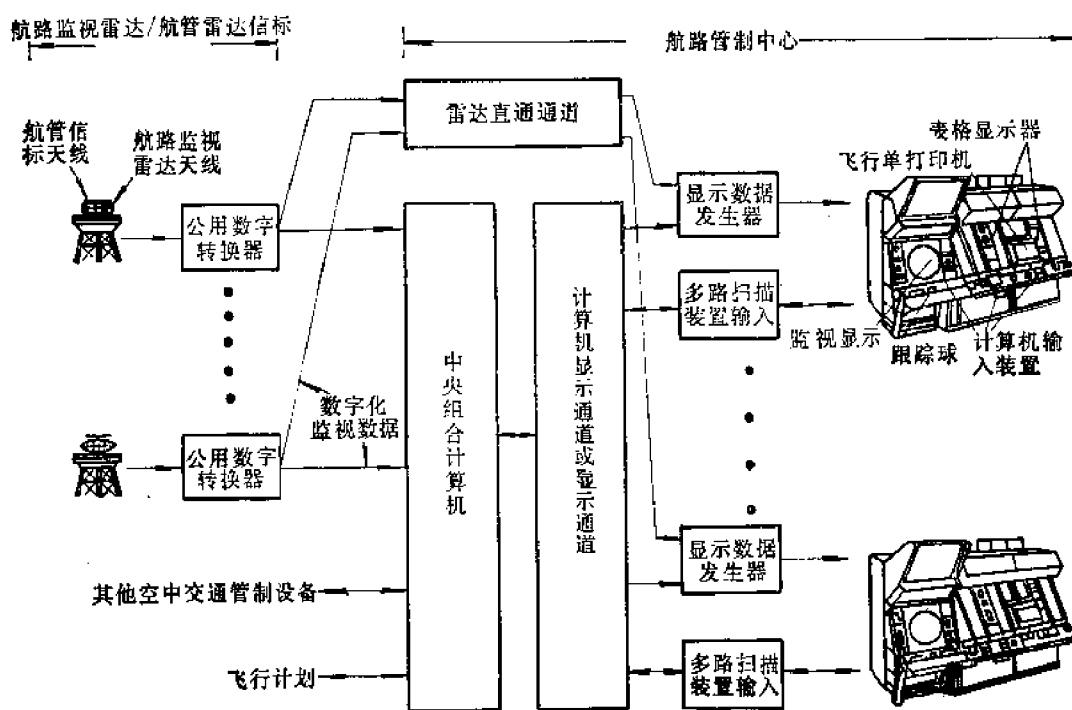
### 国家空域管制系统

national airspace system (NAS)

国家空域管制系统是国外为航路交通管制研制的以雷达和计算机为基础的一种自动化空中交通管制系统。其主要功能是：接受、储存和处理飞行计划；打印和分送飞行单；自动跟踪和显示数字化处理过的雷达数据；按 30 米高度增量自动读出飞机高度；利用计算机更新设备计算和修正飞行数据；在管制员显示台上显示字码数字式的飞行情报；在

设备内部和向邻近设备包括各区之间、各中心之间、从中心到终端区之间自动传递数据；向装有自动雷达终端系统的终端之间进行雷达数据交接。

它有雷达（一次、二次）数据获取分系统；雷达数据传输分系统；由构成系统的核心——中央组合计算机组成的数据处理分系统；显示分系统，其飞行数据可用位置符号、飞机识别、C 工作方式的信标高度以及其他信息数码表示。并借助计算机跟踪程序，这些飞机位置符号和数码标签能自动结合在一起，并随飞机回波一起移动。该系统配有 10 部雷达，能对 60 个区段和 350 个目标进行跟踪。系统的方框图如图所示。



国家空域管制系统方框图

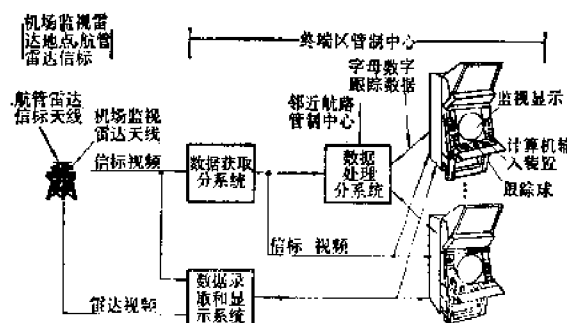
### 自动雷达终端系统

automatic radar terminal system (ARTS)

自动雷达终端系统是一种专门为终端区的空中交通管制所研制的自动化终端区的空中交通管制系统。它是以改进雷达信标系统的信号处理和显示为着眼点的系统。该系统由如图所示的三个分系统组成，即数据获取

分系统、数据处理分系统和显示分系统。其主要功能是：

1. 对装有应答器的飞机自动跟踪；
2. 能直接在荧光屏上显示识别符号(或信标编码)和高度数据；
3. 能显示出地速；
4. 能与空中交通管制中心交换情报。



自动雷达终端系统方框图

### 航空卫星系统

aviation satellite system

这是一种利用卫星技术以实施对飞机进行管制的系统。系统由三大部分，即空间部

分、地面部分和机上部分组成。

空间部分为两颗静止卫星。它的作用是执行地面与飞机之间和两个地面站之间的通信中继。

地面部分由地面站、控制中心和用户设备等组成，其作用是控制进入系统信道的通路，并且为了利用卫星而向所需的地面系统提供输入和输出通路。其对空监视的原理是地面站利用飞机与地面站之间的双径测距，以及当时通过卫星通信来的飞机高度，经计算便可实时地确定飞机位置。

机上部分的作用是使飞机能够利用空间通信信道，它以应答的方式来完成测距任务，同时向地面传送飞机的高度数据。

该系统是一正在发展中的较有前途的空中交通管制系统，它更适用于海洋上空或地面不宜布台的地区。

## 九、河港导航系统

### 河港导航系统

river and harbor navigation system

这是利用无线电技术向航行于内河或进出港口的舰船提供导航信息,让引航员(领航员)或船长以这些信息为参考,根据舰船具体情况实施航行指挥,保障舰船在河港航道上安全航行的导航系统。

河港区域航道狭窄,地形复杂,舰船密度很高,舰船在河港航道上的航行,特别是在视距不良情况下的航行存在着较大的危险性。随着海运事业的日益发展,特别是大型舰船的投入使用,使得舰船的内河航行和进出港口已成为整个航程中海事比例最高、对按期完成航程威胁较大的阶段。为弥补浮标、灯船等目视导航标志在视距不良情况下失去作用的缺点,为进一步保障舰船在河港及狭窄海峡的航行安全,为有效地对交通稠密港口的交通运输进行组织管理,尽量提高港口的吞吐效率,无线电技术在河港导航方面正日益广泛应用。

目前常利用船用导航雷达作为观测工具,根据浮标、灯船及陆地回波信号,确定舰船的地理位置,在海图的帮助下引导舰船在河港航道上安全航行;在航道宽直的港口,出现过用简单的微波或激光设备作为航道信标,引导舰船沿直线航道进出港口或利用台卡等双曲线定位系统完成进出港引导。目前,国外还在研究专门用于河港环境的无线电定位系统。港口雷达系统是国外各主要大港及主要通航内河均设有的一种河港导航系统,利用岸上雷达取得舰船动态位置情报,用无线电电话作为通信工具,由岸上对河港航行的舰船的交通进行组织管理,对可能出现的

海事提出告警。

### 海图

chart

它是指导舰船安全航行的地图。除一般地图所包含的内容外,港区海图上还标注有:港口锚地位置,引水船锚泊地点,港口航道的形状、位置和深度,浮筒、灯标、灯船及灯塔等目视导航标志的位置、代号和信号特点,以及浅滩、沉船等各种航行障碍。凡属开放港口,其海图均对外公布,供外轮使用。

### 航道

channal

系指水深超过某一深度的水域部分。河港航道的两边设有彼此相隔一定距离的多个浮标,供舰船航行时辨认。

### 浮标

buoy

又称浮筒,系专门设置的水面目视导航标志。常设在航道上以标明航道,也设在特殊位置作为专门导航标志。带发光设施的浮标称为灯标,做成小船形状的大型浮标都带发光设施,故称为灯船。根据浮标上标志的代号或灯标及灯船发光信号的规律,可从海图上查明该浮标的地理位置及所表明的意义。可以附装雷达反射器或雷达信标机,以改善雷达发现和辨认出浮标回波的能力。

### 微波航道信标

microwave course beacon

是引导舰船沿直线航道航行的导航设备。岸上的微波发射机设在直线航道中心线上,通过天线产生左右两个发射波瓣。两波瓣在水平方向上有一定重叠,形成中心线与航道中心线重合的一个等信号强度区;两波



瓣分别用莫尔斯码  $B$  和  $V$  幅度调制, 并按一定规律交替发射各自莫尔斯码的各个符号。船上的直接检波式接收机同时接收左右两波瓣发出的信号, 并把自然混合在一起的  $B$  和  $V$  两莫尔斯码送向听筒。船只若位于直线航道中心线上, 听筒会发出连续声音; 位于中心线以右会听到莫尔斯码  $B$  (嗒滴滴滴), 反之会听到莫尔斯码  $V$  (滴滴滴嗒)。这种信标设备简单, 使用方便, 适用于直线航道的港口和渔轮等小型船只的进出港口引导。

### 激光航道标

laser channel marker

引导舰船沿直线航道航行的激光导航设备。岸上的激光发生器架在直线航道中心线上, 通过分光镜和透镜产生左右两束激光。两束光在水平方向有一定重叠, 形成中心线与航道中心线重合的一个等亮度区, 两束光分别按各自的规律闪烁, 交替地发光。船只若位于航道中心线上, 就会看到接近连续发光的激光; 若位于中心线的某一侧, 则会看到相应闪烁规律的激光。可用来作为不良视距情况下, 直线航道港口的进出港引导标。

### 港口雷达系统

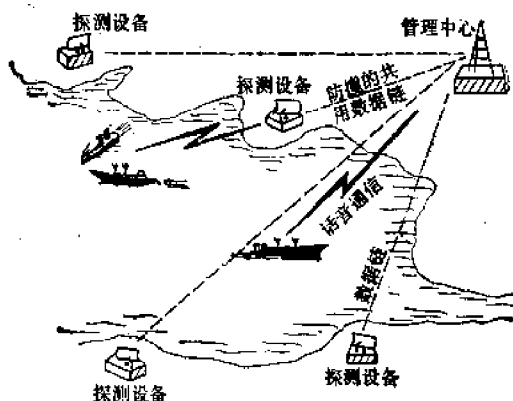
harbor radar system; harbor advisory system

又称港口管理系统或港口谘询系统。该系统以岸上雷达作为主要情报来源, 用无线电电话作为岸-船间通信工具, 在岸上监视河港内舰船交通活动情况, 用话音直接管理舰船, 从而保障舰船航行安全, 维持港口舰船交通秩序, 组织港口运输业务。

用一部或多部港口雷达取得管辖区水面目标的实时位置情报, 并把这些情报送往管理中心加以汇总, 然后以适当形式进行汇总显示。港口管理中心的工作人员监视港口雷达提供的舰船动态情报, 参考气象、潮汐等与舰船安全航行有关的信息, 根据预先编排的航运计划和港口当时的交通情况, 利用

岸-船间的无线电话, 对指挥舰船航行的船长或引航员实施各种具体的航行管理。主要的管理业务有: 同刚到来的舰船及时沟通联系, 向其下达航行的具体计划; 向需要引水的舰船通知引航员登船的时间和地点; 向可能造成触礁、搁浅或相碰等海事风险的舰船及时发出警告; 对可能引起航道堵塞的高密度舰船实施临时航行调度; 将航道上暂时出现的、如象海事救生、航道疏浚等航行障碍及时通知来往船只以及向舰船转告气象、潮汐与岸-船间需要互换的各种情况。亦可协助港口有关部门完成监视水面浮标位置漂移、帮助疏浚船只准确定位, 以及确定发生海事船只准确位置等其它各种水上业务。

目前, 开始应用计算机来提高系统处理信息的自动化程度, 使之更有效和更完善。



港口雷达系统示意图

### 港口雷达

harbor radar

一般指微波中小功率两坐标岸上雷达。其体制同一般雷达相似, 设备类似船用导航雷达。它主要用于监视河港水面目标, 测定舰船相对于航道以及舰船之间的相对位置, 为港口雷达系统实施管理提供原始情报。天线设于岸边海拔很高的地点, 常置于高塔或高的建筑物上, 以增大天线的直视距离。天线以较快速度用机械方式在方位上作圆周扫描, 有较高的分辨力和准确度。接

收、发射设备常为双套，运行中使一套投入工作，而另一套预热备用，并可相互转换，以提高雷达的可靠性和保证它能24小时连续工作。

### 遥控雷达

remote-controlled radar

航道冗长或地形复杂的河港，须沿航道架设多部港口雷达才能无遗漏地覆盖整个航道。这就使有的港口雷达必须设置在远离港口管理中心之处，港口管理中心通过有线或无线的形式对之进行遥控。遥控雷达站可设计成工作时不需配备值班人员，使它的油机发电机的启动与停机、市电的接通与切断、雷达的开机与关机、雷达两路收发信机的相互转换以及雷达工作情况监视等多种功能，都可由港口管理中心的工作人员遥控完成。

### 宽频带微波视频数据传输设备

wideband microwave video data link

系指用微波信号来传输雷达屏幕图象的设备，与一般微波中继通信设备或电视转播设备相类似。在港口雷达系统中，将几个遥控雷达站的图像复现在港口管理中心的雷达屏幕上。港口雷达距离分辨力高，脉冲宽度很窄，它所需要的视频数据传输设备要有比一般视频传输设备宽的通频带。

### 偏心式平面位置显示器

off-centred plan position indicator

是平面位置显示器的一种。一般平面位置显示器的画面中心是天线架设地点，而这种平面位置显示器画面中心是偏离天线架设地点的其它地理位置。能以放大后的比例显示出雷达整个覆盖范围中的一个局部区域，显示画面有很高的分辨力和精确度。港口雷达系统需要显示的主要区域往往是长而窄的河港航道，常以多台这种显示器来分别显示整个航道的各个段落，以保证显示器对整个航道都具有足够的显示分辨力和显示精确度。

### 扫描活动标志显示器

wandering interscan display

这是带有电气测量标志的一种平面位置显示器。显示器在显示雷达回波的扫描的同时附加显示电标志，形成叠加有电标志的雷达图象。电标志在画面的位置可由人工改变，电标志所表示的地理坐标可自动地连续指示。港口雷达系统常采用这种办法来测量船只回波位置以及船只相对于其它参考点的相对位置。同机械式刻度测量方法相比，不仅没有视差，而且可直接与计算设备相结合，以最便利的形式进行测量。

### 电视扫描变换显示器

television scan conversion display

可在较强光线环境中观看的一种显示设备。在一般港口雷达显示器的屏幕前设置有较高行扫频率的高分辨力电视摄影机，把所摄结果显示在亮度高、对比度好、分辨力也很高的专门显象管上，从而在强光环境中清晰地复现雷达屏幕的图象。港口雷达系统的管理中心常处于有强光的环境之中，一般雷达显示器极不便于观看，往往需要专门的高亮度显示器，此种显示器就是其中之一。

### 快速照像放映显示设备

rapid photographic and projection display

是港口管理中心用的专门显示设备的一种。用电影摄影机以每几秒一次的速度，对一般港口雷达显示屏幕的图象拍照，并在很短时间内立即完成显影、定影和烘干等处理，然后用光学投影设备把拍照结果不断放映在屏幕上。

### 实时动态放映显示器

real-time dynamic projection display

是港口管理中心用的一种显示设备。港口雷达将情报显示于专门的显象管上，该显象管发光亮度高，画面分辨力好，可以在它的屏幕前直接设置光学投影设备，把它的画

面直接放映在大屏幕上。

### 雷达信标 (雷康)

radar beacon (Racon)

一种受到雷达询问后能产生独特回答信号的电子设备, 国外称为雷康。根据回答信号的特点, 可分为三种型式: 当受到雷达询问后, 在一个固定的、并与询问信号相同或相近的频率上产生回答信号, 称为同频段雷达信标; 受到雷达询问后, 在一个固定的、但与询问信号频率相差很远的另一频段的频率上产生回答信号, 称为跨频段雷达信标; 受到雷达询问后, 将产生频率按一定规律在很宽范围内变化的回答信号, 称为扫频雷达信标。

雷达信标可以用来提高雷达对带有雷达信标的目标的观测距离, 改善从多个目标回波背景中辨别出带有雷达信标的目标的能力, 也可用作岸-船间传递导航数据的一种电子设备。

### 舰船停靠系统

vessel approach and bearing system

这是利用无线电或声纳技术, 向停靠码头的舰船提供适当的停靠引导信息, 保证舰船安全和迅速停靠码头的设备。巨型舰船停靠码头时, 船体向码头停靠的速度必须非常小, 否则易于发生损伤船体或撞坏码头设施等停靠事故。然而, 巨型舰船船体高大, 难以用人眼准确判断舰船离开码头的距离和船体向码头靠拢的速度, 加之巨型舰船吃水深, 操纵不便, 在码头附近的水面机动能力极差,

这就为巨型舰船的安全和迅速停靠带来了很大障碍, 在视距不良情况下尤其如此。近年来, 随着超级油船的投入使用, 同时也出现了各种用来向船上引航员或船长提供船舷离码头距离和船体靠拢码头速度的舰船停靠系统。这种系统用人工方式, 通过步谈机, 或者用自动方式, 通过岸上的停靠表, 把测得的离码头距离和靠拢速度两信息移交给停靠舰船的引航员或船长, 帮助他们指挥舰船安全和迅速地停靠码头。

### 码头声纳

jetty mounted sonar

码头专用回声测距器。电-声转换器装在码头停靠点的水下, 朝着停靠舰船发射超声波信号, 测量舰船到停靠点的距离和向停靠点靠拢的速度。为了在不同潮汐高度时均能准确进行测量, 码头声纳往往要设置多个处于不同水深深度上的电-声转换器。

### 码头雷达

jetty mounted radar

码头上专用的一种小功率微波多卜勒雷达。天线朝停靠舰船发射电磁波信号, 测量停靠舰船的离码头距离和靠拢速度。

### 停靠表

parking meter

指示舰船离码头距离和向码头靠拢速度的岸上指示设备。停靠表修建在最便于停靠舰船的引航员或船长观看的地点。有一种停靠表系用可构成各种阿拉伯数字和英文字母的电灯阵做成。

## 十、雷达导航系统

### 机载导航雷达

airborne navigation radar

飞机或飞行器的导航系统，有它各式定位系统，如双曲线、椭圆双曲线系统；有自备式推算系统，如多卜勒雷达；还有其它系统。它们的机上设备较简单，重量也轻。但是，不能提供载机附近的或变化着的情况，如雷雨、地形障碍、空中其他飞机的位置等。机载导航雷达则能把周围目标的回波显示出来。除完成一般导航任务外，还能根据目标特点采取措施，保证飞行安全。现代机载多用途导航雷达能实现地面观测、地形跟踪、地形回避、气象探测，亦能测速度及偏流，以完成盲轰、空投、穿越、避撞、着陆等任务。它亦可与地面信标台配合工作，用来识别和归航。其缺点主要是电路复杂、重量重、易受干扰、可靠性较差。这些将随着电子器件及自动检测技术的发展而有所改进。

机载导航雷达一般工作于3厘米至毫米波波段（C、X、Ku和Ka波段），发射功率在75瓦以下。典型的导航雷达如图1所示，其天线为抛物转面与栅条结构合成一起。当馈源的极化方向垂直于栅条时，栅条结构不起作用，抛物转面将发射电波聚成针状波束，主要用于探测机前目标。当馈源极化方向与栅条平行时，栅条结构起主要作用，形成余割平方扇形波束，用于观测地面，其显示器画面为偏心的，以便驾驶员观测机头前方目标。典型机载导航雷达的数据是：

工作频率	9375 ± 40兆赫
峰值功率	75千瓦
天线反射面直径	76.2厘米
波束宽度	针状 2.5度

扇形	$\csc^2 \theta \cos \theta$
扫描角	± 90度
稳定范围	人工俯仰 ± 15度
	倾斜 43.5度
	俯仰 ± 25度
作用距离	穿越 600公里
	回避 1200公里

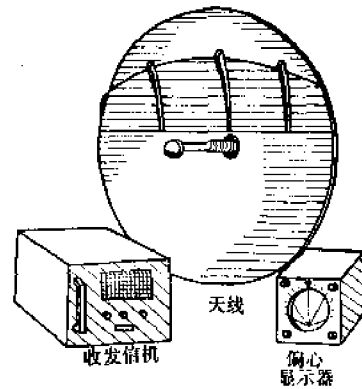


图1 典型机载导航雷达示意图

典型的机载多用途导航雷达的几种工作方式如图2所示。

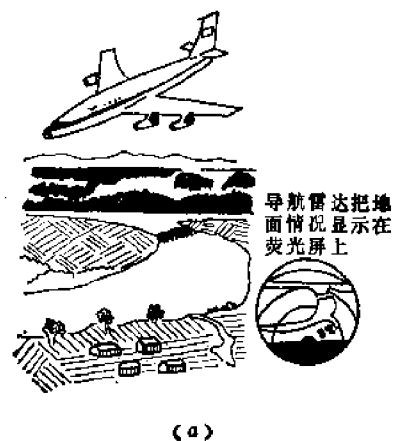




图2 机载导航雷达的几种工作方式

a—观测地形; b—探测雷雨; c—探测山峰高度; d—防止飞机相撞。

### 雷达领航

radar pilotage

领航员观察地面是通过观测雷达显示器上地图般的图象, 以适当的地物、地貌如城镇、湖泊的图象为参考, 操作飞机飞行。这如同晴天时目视地面参考物领航一样。

### 机载测地雷达

airborne ground-mapping radar

这是一种机载雷达, 用以把载机周围的地面情况显示出来, 便于领航员在复杂气象

条件下执行领航、空运、盲轰、空投等任务。

### 半自动定位法

semiautomatic position fixing

在这种导航系统中, 载机位置的坐标数据和预先存储的参考目标的坐标数据由计算机推算出来。一个以游标形式, 一个以亮点形式显示于同一画面上, 驾驶员目视其重合程度, 根据不重合的误差校正飞机。这样, 就可使飞机沿预定航线飞行。

### 雷达导航地图匹配法

radar navigation by map-matching

这是一种雷达自动导航系统。它把飞行中的雷达回波图象的坐标数据, 与从地图上预先选定并存储起来的参考点坐标数据, 不断地进行计算、比较。找出其位移(误差)信号, 再控制自动驾驶仪, 实现自动领航。它与惯性平台组合, 取长补短, 能使系统具有快响应、小噪声和无漂移等特点。

### 前视雷达

forward-looking radar

泛指天线波束指向与飞机飞行方向一致的雷达, 如气象雷达、地形跟踪与地形回避雷达等。

### 侧视雷达

side-looking airborne radar

这是一种天线波束与飞机飞行方向成直角的机载雷达, 具有高的分辨力, 一般用于侦察和测绘航线两边的地形。现在, 侧视雷达一般指的是合成孔径雷达。

### 合成孔径雷达

synthetic-aperture radar

是一种新型机载侧视雷达。它的实际天线孔径并不大, 但在载机运动时, 把各个发射脉冲与回波存储起来, 利用其相干特性, 适当加工, 因而形成一个大的等效天线孔径, 得到高分辨力的两侧目标图象。这种雷达主要用于侦察。用作导航雷达时, 是利用其速度矢量的角稳定性, 与惯性导航系统组合, 适



当  $R$  大时,  $\beta + \gamma_s$  很小, 所以

$$\Delta Y \approx \frac{h_0}{R} - (\beta + \gamma_s)$$

$h_0$  由高度表提供, 为一固定量;  $\gamma_s$  由垂直陀螺给出;  $R$  与  $\beta$  由单脉冲雷达测量。由计算机完成上式运算。系统的简化方框图如图 2 所示。

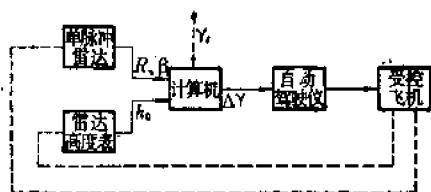


图 2 自动地形跟踪系统方框图

整个系统性能受飞机动力学限制。

飞行器越过障碍后, 仍由该系统控制飞机降至与地面保持高度为  $h_0$  的平面内。

### 地形回避雷达

terrain avoidance radar

一种机载雷达, 能使载机避开水平障碍物。由单脉冲雷达完成地形探测与显示。见“自动地形跟踪系统”图 2, 为了显示高于间隙面的地形, 须计算出  $\Delta h$ :

$$\Delta h = h_0 - R \sin(\beta + \gamma_s)$$

当  $R$  很大时,  $\beta + \gamma_s$  很小, 所以

$$\Delta h \approx h_0 - R(\beta + \gamma_s)$$

计算出  $\Delta h$  后, 化为电压, 再经过一整流电路, 只让正值  $\Delta h$  通过, 并显示出来。这样, 亮区即是机前的山峰, 暗区即是机前的山谷, 驾驶员就可以操纵飞机回避亮区沿暗区安全前进。

### 多卜勒导航

Doppler navigation

这是利用多卜勒效应来实现无线电导航

的设备。其设备是一种利用航位推算方法定位的自备式无线电导航系统。系统由三部分组成: 多卜勒雷达、航向基准及飞机姿态数据、多卜勒导航计算机。工作原理是: 在多卜勒雷达中利用多卜勒效应得到速度信息, 送入导航计算机, 同时加入航向基准和飞行姿态数据(航向角, 对于数据稳定还需俯仰角和倾侧角)。在计算机中首先完成坐标转换, 得到大地平面坐标系统的速度矢量, 然后对速度进行积分等运算, 求出飞机当前位置的经纬度。多卜勒导航的优点是: (1) 属自备式导航, 并可实现自动领航。(2) 容易获得地速、偏流角数据, 提高轰炸精度和自动化程度。其缺点是: 当飞行姿态超过限度, 就会丢失信号而影响系统的正常工作, 故不适用于机动性较大的飞机。随着导航技术的发展, 多卜勒导航正在向组合导航过渡, 典型的有多卜勒-惯性导航和多卜勒-惯性-无线电导航。

### 多卜勒导航计算机

Doppler navigation computer

这是在多卜勒导航系统中应用的计算机。来自多卜勒雷达的速度信息可以是纵速和横速, 也可以是地速和偏流角。多卜勒导航计算机是按航向基准所提供的航向来分解多卜勒雷达提供的速度信息, 并将两个正交速度分量连续积分, 从而得到沿两个方向所飞行的距离。所以它可以算出当前飞机所在的位置, 还可以计算出到达目的地的距离和方位。实际上它完成的是航位推算和航线计算的任务。

### 多卜勒雷达

airborne Doppler radar

利用多卜勒效应测得飞机速度信息的雷达, 是多卜勒导航系统的主要组成部分。多卜勒雷达的工作波段在其发展前期为 3 厘米, 目前普遍采用 2 厘米波段。它按发射机工作方式可分成四个体制: 简单连续波、脉冲自

相干、脉冲相干(间断连续波)、调频连续波,按天线的稳定方式可分成天线稳定和数据稳定两种。目前,以数据稳定的调频连续波多卜勒雷达最有发展前途。现在最新的多卜勒雷达技术水平是:重量 17.2 公斤,测速精度  $\pm 0.11\%$ ,测偏流角精度  $\pm 0.06$  度。采用固态微波器件和集成电路后,多卜勒雷达的重量小于 5 公斤,测速精度为  $\pm 0.1\%$ 。

### 多卜勒效应

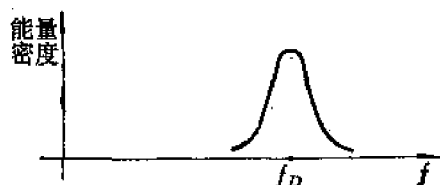
Doppler effect

多卜勒 (Doppler)——澳大利亚物理学家。他在 1842 年发现声学上的多卜勒效应。其实例是:如有人站在火车站台上,一列汽笛长鸣的火车由远而近疾驶而过,虽然汽笛的声调不变,但听者听到的汽笛声调先由低至高,当列车疾驶而过后,声调迅速由高变低。这个听到的声音频率的变化是由于汽笛和听者之间有相对运动。这种现象就是多卜勒效应。

### 多卜勒频率和多卜勒频谱

Doppler frequency and Doppler spectrum

多卜勒效应在电子学上表现为:当发射机与接收机之间有相对运动时,则接收到的频率与发射机的工作频率不同,它们的差值就是多卜勒频率(图中  $f_D$ )。在实际微波发射机中,由于天线波束不能无限窄,而多卜勒频率不仅与飞机速度有关,并且和射束与飞机速度矢量之间的夹角有关,所以实际得到的都是类似钟形的频谱(见图),称为多卜勒频谱。

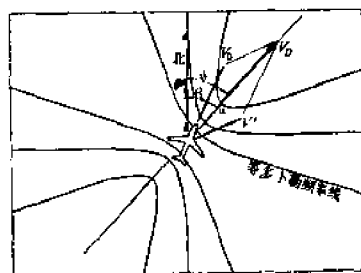


多卜勒频谱图

### 等多卜勒频率线

line of constant Doppler shift

当发射微波的射束与飞机速度矢量之间的夹角相同时,所得的多卜勒频率也相同。凡夹角相同的射束与地面相交所得的轨迹就叫等多卜勒频率线。当飞机水平飞行时,等多卜勒频率线为一组焦点在地速方向上的对称双曲线簇(见图)。



等多卜勒频率线图

$V_0$ —空速,  $V_D$ —地速,  $V'$ —风速;  
 $\beta$ —航向角,  $\alpha$ —偏流角,  $\psi$ —航迹角。

### 直达干扰

leakage noise

在简单连续波多卜勒雷达中,因发射机和接收机同时工作,部分发射信号由振动的机身、天线罩以及发动机的湍流反射,在接收机中产生类似噪声的直达信号,这就叫直达干扰。它降低了接收机的信噪比,限制了简单连续波多卜勒雷达的工作高度。直达干扰的存在,是出现其它工作体制多卜勒雷达的主要原因。

### 高度死区效应

altitude-hole effect

又称高度空穴效应。多卜勒雷达回波信号的强度随飞行高度作周期性变化,在一系列相应高度上,信号强度为零,雷达不能工作,这种现象叫做高度死区效应。除简单连续波外,其它三种体制都存在这一效应。解决的办法是,脉冲工作的多卜勒雷达由改变脉冲重复频率来克服,调频连续波由改变调制频率来克服。



**海洋效应**

sea effect (overwater)

当多卜勒雷达在海洋上空工作时, 由于海面的反射系数和地面不同, 以及风或海潮作用使水面以一定速度移动, 从而造成多卜勒频谱畸变和中心频率变化, 使实际测量产生误差。这种情况称为海洋效应, 产生的误差称海洋误差。在前期的多卜勒雷达中, 为减少海洋误差在控制盒上都有陆地-海洋转换开关。现代多卜勒雷达在设计时采用新技术, 使海洋误差减小到可允许的范围。

**简单连续波多卜勒雷达**

CW Doppler radar

发射机给出单一频率简单连续波, 其工作原理和组成比较简单, 还可以获得负速度和垂直速度。但由于存在严重的直达干扰, 而使工作高度受到限制, 因而它适用于飞行高度低的直升飞机和海上起落飞机。

**脉冲自相干多卜勒雷达**

externally coherent pulse Doppler radar

发射机处于脉冲工作状态, 多卜勒信号由前后射束的回波信号差拍获得, 由此克服脉冲工作本振频率不稳定的问题。它的工作精度受飞机姿态变化影响较小, 但不能测得负速度和垂直速度。脉冲自相干多卜勒雷达大多数采用天线稳定方式, 是出现最早、目前仍广泛应用的一种体制。

**脉冲相干(间断连续波)多卜勒雷达**

ICW Doppler radar

用一工作在连续波状态的相干振荡器, 兼作微波发射源和接收机本振源, 由脉冲调制器使发射机和接收机轮换工作, 从而克服直达干扰。相干振荡器的频率稳定度必须满足雷达工作精度要求。这种工作体制可以测得负速度和垂直速度, 由于其微波部分比较复杂, 因此它的发展前途不大。

**调频连续波多卜勒雷达**

FM-CW Doppler radar

发射机辐射调频连续波信号, 接收机在调制频率的高次谐波上获得多卜勒信号, 由于高次谐波的多卜勒信号强度在高度为零时也为零, 从而有效地克服了直达干扰。这种体制是多卜勒雷达后来发展的体制。由于它兼有简单连续波和脉冲工作的优点, 加上采用微电子技术, 因此它是目前认为最有发展前途的一种多卜勒雷达体制。

**多卜勒导航雷达天线**

radar antenna of Doppler navigation

多卜勒导航雷达天线为高方向性天线, 波束在一个较大的区域内扫描。该雷达对天线有稳定要求, 至于采用天线稳定还是数据稳定, 则取决于调制技术。自相干脉冲系统, 要求天线水平稳定; 连续波系统采用固定天线; 相干脉冲和调频连续波系统天线的稳定方式则不限。

天线辐射直线极化和反相圆极化波, 为测得速度矢量和消除因飞机姿态变动造成的误差, 往往要求天线具有詹纳斯三波束或四波束。所用天线型式计有介质透镜和金属透镜、线型隙缝阵和平面隙缝阵、喇叭天线等, 这些天线无孔径照射遮挡。尤其是固定安装的线隙阵和面隙阵, 结构紧凑, 能给出近似针状的多波束。抛物面和截抛物面天线相对尺度厚大, 并有孔径遮挡。

**天线稳定多卜勒系统**

antenna stabilized (track stabilized) Doppler system

多卜勒雷达的天线稳定在水平面上(如精度要求较低, 则仅作俯仰稳定)。同时, 利用偏流角误差信号, 把天线轴向稳定在地速方向上。采用天线稳定可以直接获得地速和偏流角信号, 它不要计算机即可提供轰炸数据, 用简单的模拟计算机就可实现自动领航, 因此仍是目前广泛应用的一种稳定方

式。但是,天线稳定要求机身上有较大的天线罩开口面积,同时机械稳定部件较重,因此,随着组合导航技术的发展,对于今后要求体积小、重量轻、天线开口面积小的现代化高速飞机已不太适用。

### 数据稳定多卜勒系统

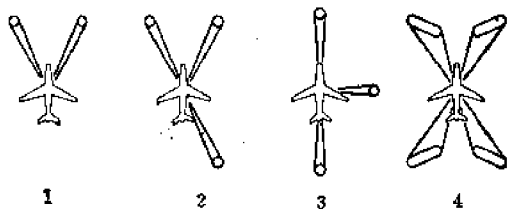
data stabilized (fixed antenna) Doppler system

多卜勒导航系统中要求多卜勒雷达天线相对于飞机机身严格固定,在导航计算机中则利用飞机的倾侧角、俯仰角数据先经坐标转换得到按地平面坐标的速度矢量,再经过积分等运算求出飞机当前位置。数据稳定方式具有天线罩开口面积小,并且不用机械稳定装置的优点,它可以获得飞机的负速度和垂直速度分量。随着电子器件向微小型化发展,数据稳定日益得到广泛应用。

### 多卜勒雷达天线的射束配置

beam configurations of Doppler radar antenna

多卜勒雷达天线的射束配置有:非詹纳斯双波束(图中1)——主要用于简单连续波体制;詹纳斯λ形波束(图中2)和詹纳斯T形波束(图中3)——这两种波束除脉冲自相干体制外,其它三种体制都有采用;詹纳斯X形四波束(图中4)——多用于脉冲自相干体制。



多卜勒雷达天线的射束配置图

### 詹纳斯配置

Janus configurations

詹纳斯,罗马神话中的两面神,头上长有两个面庞,一个向前,一个向后。这里指

多卜勒雷达天线射束既有前视又有后视的波束配置(见“多卜勒雷达天线的射束配置”图中的2、3、4)。

### 频率跟踪器

frequency tracker

在多卜勒频谱上精确地测出多卜勒中心频率的装置,也就是多卜勒雷达的测量装置。频率跟踪器的质量是决定多卜勒雷达工作精度的关键部件。

### 地速-偏流角指示器

ground-drift indicator

为多卜勒导航雷达中常见的输出指示器,一般用指针(地速有的用数字)指示地速、偏流角的数值。

### 当前位置指示器

present position indicator

多卜勒导航计算机的输出指示器,用数字给出飞机当前位置的经纬度及到目的地的距离、方位等。

### 多卜勒导航系统误差

Doppler navigation system error

构成多卜勒导航系统的误差源,按其组成原理,在多卜勒雷达部分主要有:由于多卜勒信号具有起伏噪声特性而引起的误差、频率跟踪器的测量误差、当雷达在海面上空工作时海洋效应引起的误差,以及高度死区效应误差。在航向基准部分,由于航向精度引起的误差,还有导航计算机本身引起的误差。目前,航向基准的误差仍是决定多卜勒导航系统精度的主要因素。典型的多卜勒误差为飞行航程的1%。

### 积累误差

accumulated error

有了航向基准后,航行体再测出自己相对于地面的速度矢量并对时间积分就知道自己的运动轨迹,根据初始位置去推算运动中的位置。航向基准及速度矢量的测量都存在着误差,因而对时间积分所得的位置误差

随时间而增大, 故称积累误差。多卜勒雷达导航、惯性导航系统的误差, 就属于这种类型的误差。

### 海用导航雷达

marine navigation radar

系指装在舰船上供驾驶员观测周围目标, 用以进行航行避让、船舶定位、通过狭水道或进出港的舰船导航雷达。其主要运用性能指标目前一般为:

观测范围: 最大观测距离 48~100 浬, 方位观测范围 360 度连续扫描;

最大作用距离: 在正常电波传播条件下, 对船艏为  $\pm 10$  度的万吨级船舶为 15~25 浬;

最小作用距离: 天线高出水面 15 米, 对于具有 10 平方米有效截面的目标, 最小作用距离不大于 50 米;

测距精度: 误差不大于所用量程的 1%, 在小量程上不大于 30~40 米;

测方位精度: 小于  $\pm 1$  度;

距离鉴别力: 小于 30~40 米;

方位鉴别力: 小于 1 度。

海用导航雷达普遍采用脉冲体制。射频振荡采用磁控管。脉冲调制有刚性管、软性管和固态调制三种类型。接收系统采用直接混频的超外差式, 本机振荡采用速调管或微波固态振荡源, 中放采用线性放大或对数放大。接收系统中附有海浪抑制和反雨雪干扰电路。天线普遍采用隙缝波导天线, 抛物柱面型天线日趋减少。显示系统采用距离-方位两坐标的平面位置显示。显示型式有四种: “相对运动-相对方位”、“相对运动-真方位”、“真运动-计程仪”和“真运动-模拟计程仪”(见“相对运动显示”和“真运动显示”)。

海用导航雷达的主要技术指标一般为:

工作波段: 厘米波或毫米波, 多采用 3、10、5 厘米或 8 毫米;

脉冲发射功率: 几~100 千瓦;

脉冲宽度: 窄脉冲 0.025~0.1 微秒, 宽脉冲 0.5~1.2 微秒;

接收机灵敏度: 100 分贝/毫瓦左右;

通频带: 5~25 兆赫(厘米波), 20~60 兆赫(毫米波);

中频: 30~60 兆赫(厘米波), 60~100 兆赫(毫米波);

天线波瓣: 水平 0.5~1 度, 垂直 15~25 度, 旁瓣 -25~-30 分贝。

### 江河导航雷达

river navigation radar

系指装设在江河船舶上, 主要用于避让和狭水道导航的船用导航雷达。与海用导航雷达相比较, 距离观测范围较近; 方位观测范围除 360 度连续方位扫描外, 有的还附加以船首为基准向左右舷扇扫; 最大作用距离较小; 最小作用距离较近; 距离鉴别力较高; 体积较小。有的小型内河船用雷达只有固定距离标志, 没有可移距离标志。

### 避碰雷达

radar for collision avoidance

系指附有避碰装置的海用导航雷达。目前最简易的装置是采用间扫方法在荧光屏上产生一条 1~5 条径向电子避碰标志线。线长约 50 毫米, 线外端为一亮点, 该端点可调至荧光屏上任一位置。利用避碰标志线可预测和相遇船之间有无碰撞危险。首先将避碰标志线外端亮点调至与相遇船的亮点标志相重合, 如果相遇船的亮点沿避碰线移动, 则表明该船与本船的相对方位保持不变, 存在碰撞危险。反之, 如相遇船的亮点逐渐离开避碰标志线, 则表明两船的相对方位在不断变化, 没有碰撞危险。在改进的避碰装置中, 当存在碰撞危险时, 能自动发出告警信号, 通知驾驶员采取避让措施。在半自动化的避碰雷达系统中, 与避碰计算机相配合, 当存在碰撞危险时, 可自动给出本船的安全航向航速。在全自动化的避碰系统中, 由计

计算机给出的安全航向航速数据提供给自动操舵系统与机舱自动控制系统,实现船舶的自动避让。

### 相对运动显示

relative motion display

这是海用导航雷达通用的显示形式,属于距离-方位平面位置显示。它有两种显示方式:“相对运动-相对方位”和“相对运动-真方位”。前者在荧光屏正上方的固定方位刻度的0度表示本船船首方向,船首标志线始终对准固定方位刻度的0度,不随航向的变化而变化;后者以荧光屏正上方的固定方位刻度的0度表示真北方向,船首标志线对准本船航向角的刻度,并随着航向变化而变化,雷达图象稳定于真北方向。这两种显示方式的共同特点是:代表本船位置的扫描中心位于荧光屏中心,固定不动,在屏幕上所显示的目标运动轨迹是目标对本船的相对运动轨迹。

### 真运动显示

true motion display

海用导航雷达的一种显示形式。它与一般的平面位置显示的区别在于:代表本船位置的扫描中心相应于本船的航向航速在屏幕上移动,荧光屏正上方的方位刻度0度代表真北方向,代表本船船首方向的标志线将随本船航向的变化而同步变化。因此,在本船航行和换向过程中,屏幕图象始终稳定于真北方向;海面上的固定目标在荧光屏上的显示为固定不动;海面上的运动目标将相应于其真实的运动方向和速度在屏幕上移动。

实现真运动显示主要依靠一套解算装置把来自电罗经的航向信号和来自计程仪(或模拟计程仪)的航速信号及其手调修正量的信号解算为东-西和南-北两个分量的信号,并分别控制显象管管颈上相互垂直的两移心线圈中的电流,使之正比于本船航程的东-西和南-北两分量作相应变化。另一套电子

电路保证航速信号随扫描测程的变换成比例地变化。

与一般的相对运动显示比较,真运动显示便于观察多个运动目标的真实动向(荧光屏为长余辉),有利于避碰。在船速日益增加,船只日益增多的情况下,尤为必要。

### 船首标志

heading marker; heading flash

船舶导航雷达显示器屏幕上表示本船船首方向的一条径向亮线称之为船首标志。雷达天线作圆周扫描,每当指向船首方向,该亮线就出现一次,故又称船首闪光线。当显示器作“相对方位”显示时,该亮线始终指向固定方位刻度盘的0度(荧光屏正上方)。当显示器作“真方位”显示时,该亮线随本船航向的变化而同步变化,指向固定方位刻度盘的度数即为本船航向角。

### 活动距标

variable range marker

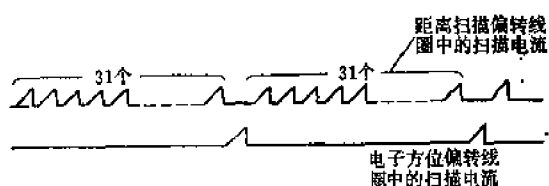
系指船舶导航雷达显示器中用来测量目标距离的一条可移动的电子距离圈标志亮线。其半径可由测距旋钮调节,并作连续变化。测量目标的距离时,调节测距旋钮,使该距标圈与目标回波亮点前沿相切,此时在距离指示装置中可读出目标的距离。此距标圈是由显示器中活动距标电路形成的可移距标脉冲,经过视频混波放大,送到显象管控制极,进行亮度调制而产生的。

### 活动电子方位标志

variable electronic bearing marker

系指海用导航雷达显示器中用来测量目标方位的一条径向电子方位标志亮线。它可由测方位按钮调节,使之沿360度方位连续移动。测目标的方位时,调节方位按钮使方位标志线与目标重合,可在方位指示装置中读出目标方位。产生此方位标志线的简单方法,是在偏转线圈旋转机构中设置一个方位位置可调的触点,每当天线旋转一周,该触

点闭合一次,使电子方位脉冲产生器产生一方位标志脉冲。这种方法的缺点是不能连续显示。另一种方法是采用间扫方式,即在显象管管颈上除了距离扫描偏转线圈外,另装有一方位角随方位按钮可调的电子方位偏转线圈,在距离扫描偏转线圈通进若干个扫描电流后有一时间间隙,在此间隙内,方位偏转线圈通进一次扫描电流,如图所示。



间扫方式扫描电流图

这样,在荧光屏上的电子方位线则可连续显示。

### 海浪杂波抑制

sea-clutter suppression

海用雷达为削弱海浪回波影响所常用的措施。海用雷达工作于微波,海浪会产生较强的反射,轻则在雷达荧光屏上造成干扰,影响观察;重则导致荧光屏亮度饱和,使荧光屏全被海浪回波照亮,淹没所有其它目标回波。海浪回波的强度随距离增大而急剧削弱,对雷达有影响的主要是近距海浪的回波,在同样距离上,海浪回波的强度往往低于其它目标。利用此现象,海浪杂波抑制采用近距增益控制的办法,使雷达接收机的灵敏度在近距范围内随距离减小而降低,从而

既压低了近距海浪回波的平均强度,使之不致引起荧光屏亮度饱和,并保证能从海浪杂波的背景中显示出其它目标回波;同时又不影响接收机对远距离目标回波的灵敏度,不降低雷达的最大作用距离。海用雷达显示器的控制面板上均设有海浪杂波抑制调节旋钮,调节它可使接收机灵敏度下降的距离范围发生变化,以达到既抑制海浪杂波又不漏失。

### 标图仪

plotter

标示舰船位置、航向、航速及航迹等运动参数的船用设备。标图形式有真实标图和相对标图两种。真实标图是在大地坐标网上标示舰船运动参数,通常在海图上直接标示,以示舰船的航程;相对标图是以本船为原点的坐标网中标示邻船与本船的相对运动参数,通常用来解决避碰问题。从海用雷达向标图仪转递信息的方式有人工转递、半自动转递及全自动转递三类。人工转递是早期方式,由雷达观察员目测、口报,由标图员标图;半自动转递是中期方式,由标图计算器对数量有限的,并由雷达观察员指定的几个目标的运动参数进行转递;全自动转递是近期方式,由带计算机的专用数据处理设备自动录取雷达探测到的所有目标的运动参数,并派生舰船的预计运动参数和附加上其它有关信息,然后以最便于应用的表现形式加以显示。

## 十一、其它导航系统

### 惯性导航系统

inertial navigation system

惯性导航系统是一种自备式(或称自主式)导航系统。它主要由惯性测量装置、计算机和控制显示器组成。该系统通过陀螺、加速度计测量飞行器相对于惯性空间的角速度或角位移和线加速度,并经过导航计算机的计算,获得飞行器的速度、位置、姿态等导航数据及其它机载设备所需要的信息。工作过程中不需要辅助的地面无线电导航设备,不受外界电磁波、光波或云层气候的干扰,也不向外发射电磁波,因而隐蔽性好。并且它所提供的参数的精度比较高。因此无论在军用还是民用导航系统中,都占有相当重要的地位。但也存在一些缺点,如导航精度随着系统工作时间的增加而降低,另外所有的陀螺和加速度计等部件的精度较高,因此成本较高,维护较复杂。

飞机惯性导航系统出现于六十年代初,目前典型的机载惯性导航系统的定位精度一般为1~2哩/小时。近十年来,惯性导航系统发展很快,已研制出各种高性能的新型陀螺和加速度计,另外集成电路的广泛使用和数字计算机的发展,对提高惯性导航系统精度及可靠性、减小体积、减轻重量和降低成本等方面都起了重要的作用。六十年代末期的一个发展方向是将惯性导航系统与其他导航系统组合起来,构成组合导航系统。

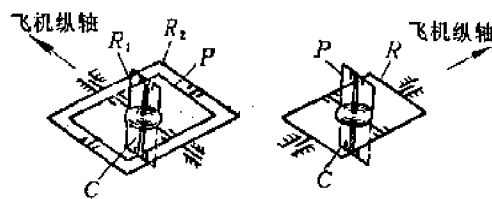
### 稳定平台

stable platform

稳定平台是平衡环式惯性导航系统的主要组成之一。在一个稳定平台上,通常装有三个单自由度陀螺(或者两个双自由度陀螺)

和三个加速度计。陀螺的三个敏感轴与加速度计的三个敏感轴应严格保持一致,并构成一个直角坐标系,这个坐标系通称平台坐标系。

为了进行导航计算,必须使平台坐标系相对惯性空间或者相对地理坐标系保持稳定(自由方位和游动方位平台是相对地平坐标系稳定的)。这就要求稳定平台与飞行器的角运动相隔离,使平台相对飞行器有完全的转动自由度,通常是用平衡环支承方式实现的。常见的支承方式有三环式系统和四环式系统(见图)。三环系统的三个平衡环由外向内分别为横滚环、俯仰环和方位环;四环系统的四个平衡环由外向内分别为外横滚环、俯仰环和内横滚环、方位环,各平衡环由相应的稳定回路控制。通常稳定平台都是密封充气,并具有一套温控系统和一套导电滑环输电装置。



(a) 四环系统; (b) 三环系统。

稳定平台支承方式示意图

C—方位环;  $R_1$ —内横滚环; R—横滚环;  
 $R_2$ —外横滚环; P—俯仰环。

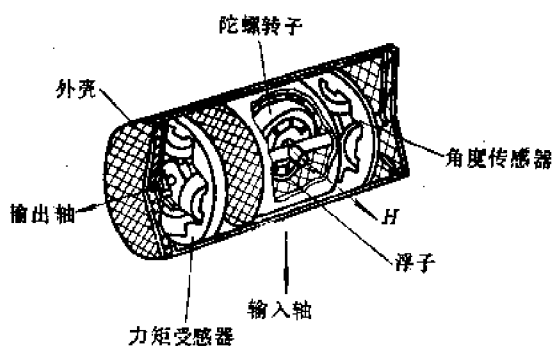
### 液浮陀螺仪

liquid floated gyroscope

液浮陀螺仪是目前惯性导航系统中应用极为广泛的一种陀螺仪,它属于框架式陀螺,其高速旋转的陀螺转子是由陀螺马达驱动

的。液浮陀螺仪的主要特点是转子密封在充有惰性气体的浮球（或浮筒）内，而浮球悬浮于氟油之中，通过精确的静平衡以及温度控制，使浮球所受的浮力与该组件的重力完全平衡，从而保证浮球定位用的宝石轴承上的摩擦力矩降到极微小的程度。

理想陀螺仪在不加控制电流时相对惯性空间应是稳定的，然而由于干扰力矩的存在，总不免要产生相对惯性空间的角位移。这种角位移的速度称之为漂移率，浮子陀螺仪的漂移率可达  $0.01^\circ/\text{小时}$ （几乎是四年转一圈）。为确保这样的精度，干扰力矩一般要小于  $0.1$  毫克公分的数量级，转子静平衡后质心变化量要小到几十埃（一埃为  $10^{-8}$  厘米），温度控制要达到  $0.1^\circ\text{C}$  的精度，这就要求材料、工艺、测试都应达到相当的水平。



单自由度液浮陀螺仪

### 静电陀螺仪（电悬陀螺仪、电真空陀螺仪）

electrostatic gyro

静电陀螺仪属于自由转子陀螺仪类型。它的转子具有两个进动自由度。基本元件包括：高速转子、壳体、支承电极、起动线圈、真空保持装置和光电检测装置等。高速旋转的陀螺转子是一个由轻金属材料制成的空心球，被密封在由绝缘材料（如陶瓷材料）制成的壳体内。转子和壳体之间由真空保持装置保持高度的真空，转子由支承电极间的电场力悬空起来。这种非接触式的支承有效地减小了干扰力矩，使陀螺的漂移率可达

$0.001^\circ/\text{小时}$ 。

陀螺仪的壳体上装有一组起动线圈，通入交流电后，就可产生旋转磁场，并使陀螺转子产生感应涡流，这样，陀螺转子就跟随旋转磁场一起转动。转子达到正常转速后，即可切断电源，停止供电。转子在超高真空度的密封壳体内旋转时，空气的阻力是可以忽略不计的。

这种陀螺一般采用光电检测装置来取得信号。

### 陀螺积分加速度计

gyro integrating accelerometer

在惯性导航系统中，经常应用的是积分加速度计。积分加速度计种类较多，下面我们主要介绍摆式陀螺积分加速度计的作用原理。

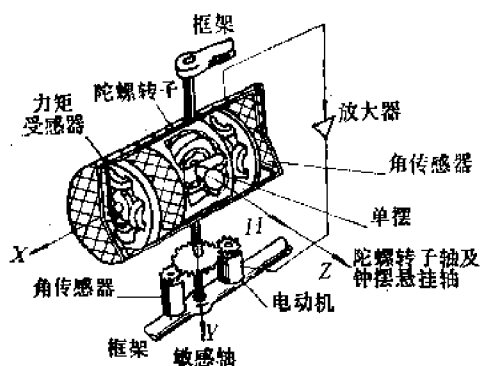
陀螺沿转子轴方向有不平衡的质量  $m$ ，该质量中心与仪表转轴间的距离  $l$ ，当加速度  $a$  沿垂直于敏感轴  $Y$  的方向作用时，陀螺转子就会绕输出轴  $X$  产生进动，输出轴上的角度传感器就会产生电压信号，经放大器放大后，输给电机，从而使加速度计外壳绕敏感轴  $Y$  以角速度  $\theta$  转动，在外壳转动过程中，强迫陀螺转子也以  $\dot{\theta}$  的角速度绕  $Y$  轴一起转动，于是就产生了陀螺力矩  $H\dot{\theta}$ 。在稳态下，这个陀螺力矩与摆性力矩数值相等，即：

$$H\dot{\theta} = mal$$

$$\text{或} \quad \theta = \frac{ml}{H} \int a dt$$

因此，角度  $\theta$  的大小与加速度  $a$  的积分成比例。 $\theta$  的大小由角度传感器测得，角度传感器输出电压的大小就代表了  $\theta$  的大小，也与加速度积分的大小成正比。

这种仪表中的陀螺仪，其转子的支承方法同单自由度液浮陀螺仪（见“液浮陀螺仪”）相似。由于也采用了液浮技术，输出轴的轴承摩擦力矩可降低到极其微小的程度，从而大大提高了仪表的精度。



摆式陀螺积分加速度计

### 液浮摆式加速度计

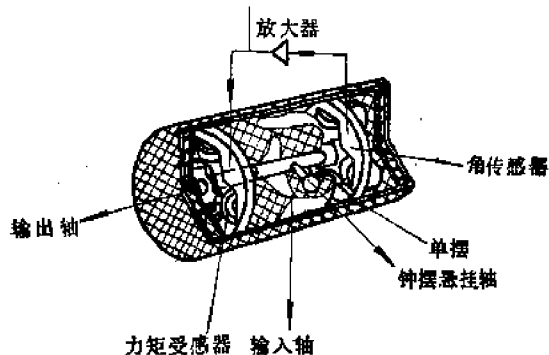
liquid floated pendulous accelerometer

液浮摆式加速度计是一种非积分加速度计, 其结构原理如下:

浮筒(或称浮子)相对转子轴具有一定摆性。它被密封在装有浮液(如氟油)的壳体内, 由于浮力的作用, 轴承的摩擦力矩可减小到非常小的程度。

当加速度计输入轴方向有加速度输入时, 就产生绕输出轴的摆性力矩, 从而使浮子组件相对输出轴产生角位移信号, 传感器感受角位移并经放大后, 反馈到力矩受感器, 从而使力矩受感器产生的力矩与输入加速度所产生的摆性力矩相平衡。在稳态下, 给力矩器的电流数值与输入加速度的大小成比例。

这种加速度计最小可测  $10^{-5}g$  左右的加速度, 最大可测至  $20g$  左右。



液浮摆式加速度计

### 稳定回路

stable loop

陀螺信号器的输出经放大器和校正网路后, 加给稳定力矩电机, 从而使稳定平台跟踪陀螺的位置, 这套回路称作稳定回路。

由于稳定回路的工作, 稳定平台具有抗干扰力矩的能力。也就是说, 当飞行器做姿态运动时, 稳定平台将相对于惯性空间保持稳定。若要改变它相对于惯性空间的位置, 可给陀螺施加控制电流, 使陀螺进动到所希望的位置上。在稳定回路的作用下(跟踪陀螺的位置), 稳定平台就稳定在新的惯性空间位置上。

### 初始对准

initial alignment

稳定平台的初始取向是惯导系统的一个重要初始条件。平台的失协, 最终要带来导航误差。初始对准, 实质就是使稳定平台的坐标系与实际使用的导航坐标(即计算机中用作计算的坐标系)相一致。

稳定平台的对准方法, 一般可分两类:

1. 利用外部提供的参考基准对准稳定平台。平台对准这些外部基准是通过一套与惯性导航系统本身无关的随动系统完成的。
2. 利用惯性导航系统本身的惯性元件(如陀螺、加速度计)敏感平台相对地理坐标的失协, 然后自动地进行对准。稳定平台的自动对准包括水平对准和方位对准。方位对准实际上是根据陀螺罗经原理进行的, 故又称为陀螺罗经对准。

### 修正回路

corrective loop

在导航状态时, 利用平台上加速度计的输出, 经惯导计算机的计算后, 转换成对陀螺的控制电流并最终拖动平台, 形成闭环控制, 以保证平台坐标系始终跟踪地理坐标系。为实现上述目的, 系统一般具有 84 分钟的自振周期(亦称舒拉周期), 另外为了有效地



对付陀螺随机漂移和避免平台的振荡,在非机动飞行的情况下,系统总是要有一定的阻尼。凡不引进外参考速度的情况下实现的阻尼称内阻尼,引进外参考信息(例如多卜勒速度信息)情况下实现的阻尼称外阻尼。一般来说,外阻尼交连比较复杂,但效果较好。

#### 位置校准

position correction

惯性导航系统的定位误差是随时间积累的。为消除这种积累误差,可以借助其它电子导航系统(例如罗兰、测距装置)或地标等,将真实位置引入计算机加以消除,这一过程称为位置校准。

#### 自由方位

free azimuth

惯性导航系统稳定平台,在其导航工作过程中,平台跟踪水平面,方位不跟踪子午面,而是相对于惯性空间稳定,平台的这样一种工作方式称作自由方位。这种平台在计算机故障情况下,容易维持平台的基本特性,可作姿态参考。

#### 惯性导航计算机

inertial navigation computer

用于惯性导航系统的计算机,早期是用模拟式的,目前一般都是采用数字式的。惯导数字计算机一般为二进制定点机,根据不同需要确定其主要技术指标,一般字长为18~22位,容量4~16k,速度1~20万次/秒。

惯导数字计算机的主要特点是一个适时控制计算机,由于信号交连较复杂,输出输入转换部分要求较高。惯导系统计算机的主要功能是:

1. 整个惯导系统在转入导航工作状态以前(此时可在地面、水面或其它地方),利用加速度计的输入信息,经计算转换成陀螺的控制电流,将稳定平台调正到地理坐标系内,或测出平台坐标系和地理坐标系间的初

始偏离角。

2. 利用加速度计输入的信息,经计算、转换成陀螺的控制电流,使平台坐标系保持于地理坐标系的位置或不断地计算出两者间的差角(稳定平台采用自由方位工作时即如此),同时计算出引导载体至目标所需要的导航信息。

#### 状态选择器

mode selector

它是用于选择导航系统工作状态的部件,基本工作状态有:

断开——切断系统的总电源。

准备——给所有的基本电路供电。

对准——将稳定平台调整到地理坐标系内,或测出两者间的初始偏离角。

导航——系统提供全部的工作能力。

姿态参考——系统只提供载体的姿态角(横滚和俯仰)及平台航向(亦可设计成提供磁航向)。

还可根据使用上的要求设计出其它的工作档。

#### 控制显示器

control display

控制显示器对系统起到部分的控制作用和显示系统的某些输出量的作用,属于控制作用的主要有:

1. 设入初始位置和中途位置的坐标。
2. 选择初始航迹和改变飞行过程中的航迹。

3. 位置校准。

4. 选择所要的显示量。

显示的主要量有:

航迹角/地速、航向/偏流角、偏航距/航迹角误差。当时位置/中途点位置、待飞距离/待飞时间、风速/风向、对准状态、系统警告信号、故障代码、检测测试。显示量的多少根据使用上的要求可多可少。

## 捷联式惯性导航系统

strapdown inertial navigation system

捷联式惯导系统是没有稳定平台的惯导系统。与平衡环式系统不同,它的陀螺和加速度计直接安装在载体(如飞机)上,并相对于载体坐标进行测量。这种系统的结构是,不需要一套复杂的平衡环机构去隔离加速度计的运动,但需要高速计算机,通过方向余弦进行坐标变换。这实质上是用计算机建立一个假想的稳定平台,故又称作解析平台式惯性导航系统。与平衡环式系统相比,有如下特点:

1. 惯性敏感元件可安装在载体的任意位置上,元件的更换和维护比较方便。
2. 系统重量较轻,体积较小,机电结构简单。系统可靠性好。
3. 不需要复杂的精密机械部件稳定平台。但要求高速计算机。
4. 系统元部件直接固连在机体上,要承受强的振动、冲击和大的角速度。

捷联式系统出现于六十年代,现仍处于研制阶段,随着微型电路的迅速发展,计算机运算速度的进一步提高和新型元件(如静电陀螺、激光陀螺、挠性陀螺等)的不断完善,这种系统将有更广阔的发展前途。

## 天文导航

celestial navigation

是用测定天体(日、月、星)相对于地平面的高度角 $h$ 和相对于北向的方位角 $A$ 来计算飞行器位置和航向的导航方法。按所取天体的数目分单星导航和双星导航等。所用仪器主要由伺服平台、天体跟踪器、时间标准发生器、导航计算机组成。

它是一种自主式导航系统,不需要地面设备,不受人造或自然形成的电磁场干扰,不向外辐射电磁波,隐蔽性好,与其它导航设备组合能得到高精度的导航数据,且误差不随时间积累,这对于远距离、长时间的航行

是很可贵的优点。天文导航是潜艇、远程飞机、宇航器、弹道导弹等的主要导航手段之一。

实际使用的导航装置主要采用自动跟踪的光学六分仪。由于它易受气象条件影响,低空性能不好,故从六十年代起,国外开始研究一种无线电六分仪,其特点是接收天体辐射的电波进行跟踪定位。

纯天文导航很少采用,主要用组合导航,如:天文-惯性、天文-多卜勒、天文-惯性-多卜勒。

## 单星导航

single star navigation

从图1可知:天顶( $Z$ )、天极( $P$ )、天体( $\sigma$ )组成球面三角形 $PZ\sigma$ ,由球面三角公式可知:

$$\sin h_m = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos a$$

$$\sin A_m = -\frac{\cos \delta \sin t}{\cos h_m}$$

式中

$$t = S_G \pm \lambda - \alpha$$

解方程组便得飞行器所在地的经度 $\lambda$ 、纬度 $\varphi$ 。进而可从图2再解球面三角方程组,求得到达目的地的真航向角和待航距离。

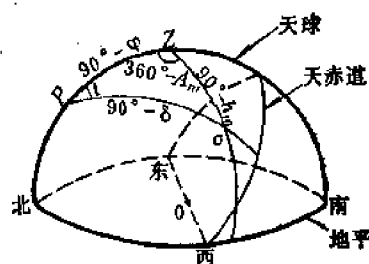


图1 单星导航原理图

$O$ —飞行器所在位置,即天球中心;

$t$ —时间(待求);

$S_G$ —格林威治恒星时(由时间标准预知);

$\alpha, \delta$ —天体的赤经赤纬(预知);

$A_m, h_m$ —天体的方位、高度角(测得)。

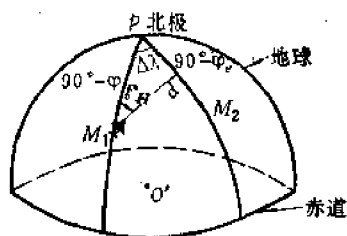


图2 求真航向和待航距离原理图

O'—地球中心；

 $T_H$ —真航向角； $d$ —待航距离； $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$ ； $\lambda_2, \varphi_2$ —目的地的经、纬度 ( $M_2$ )； $\lambda_1, \varphi_1$ —航行器所在地经、纬度 ( $M_1$ )。

### 双星导航

two stars navigation

同时测定两颗星体的高度  $h_1, h_2$  来获得导航数据。它避免了上述单星导航中由于方位基准难以确知而造成的误差，其缺点是必须有二架望远镜（如只使用一架，则必须换算到同一时间的高度角）。

### 伺服平台

servo platform

它可以由惯性平台来稳定，建立测量  $A, h$  的地平基准。

### 天体跟踪器

star tracker

是由放置在伺服平台上的光学望远镜、光电转换器、自动跟踪和扫描系统等组成的天体跟踪望远镜。在导航计算机配合下能对预定要测量的星体进行粗略对准、扫描、进入跟踪，当天体进入视场中心时，它又能输出星体高度和方位角信息（或它的修正量）供导航计算机解算导航数据。

跟踪器也可直接放置在航行器机体上，但必须从惯性平台引进信息，进行快速修正。

### 时间标准发生器

time standard generator

由石英晶体振荡器、分频器、脉冲计数器、校准时刻设备组成计时器，计时单位为格林威治恒星时，恒星时与平太阳时（即日

常计时单位）的差别为：

1 恒星日 = 23 时 56 分 04.091 秒 平太阳时

### 天文导航计算机

celestial navigation computer

记忆跟踪天体的赤经和格林威治恒星时，并由其它导航设备提供粗略即时位置信息，从而解算出跟踪望远镜对待测天体的粗略指令以驱动望远镜，当接收到由跟踪望远镜来的测定数据后，便解算出所需的导航数据。

### 大气数据中心仪

air data computer

大气数据中心仪是测量并输出多种飞行参数的综合传感器，它由原始参数传感器和计算装置等基本部件组成。

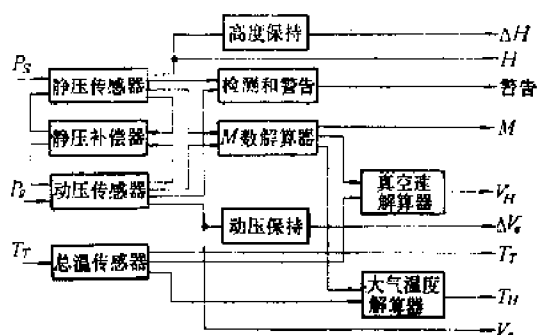
典型的大气数据中心仪的原理方框图如图所示，它由静压传感器、动压传感器和总温传感器等三个原始参数传感器感受静压 ( $P_s$ )、动压 ( $P_d$ ) 和大气总温 ( $T_T$ ) 并转换成电信号送至计算装置，经计算装置可计算出多种飞行参数，如气压高度 ( $H$ )、指示空速 ( $V_i$ )、 $M$  数 ( $M$ )、真空速 ( $V_H$ )、升降速度 ( $V_v$ )、大气静温 ( $T_H$ )、速压 ( $Q$ )、空气密度 ( $\rho_H$ ) 等，以及它们的保持信号 ( $\Delta$ ) 和一阶导数 ( $\frac{d}{dt}$ ) 等，经相应的输出装置输送给座舱显示系统、自动驾驶仪、导航系统、火力控制系统、飞行数据记录系统、失速警告系统、盲目着陆系统、空中交通管制系统等。大气数据系统一般可输出 20~30 个信号，有的甚至可达 88 个之多。

大气数据中心仪的主要优点是：

1. 与各飞行参数都采用独立的传感器相比，可以减小体积和重量，并有利于提高精度。
2. 采用合理的计算装置和修正机构，可以减小测量飞行参数的原理误差。

3. 采用了故障检测和自动警告装置,使用维护方便,工作可靠。

在国外,大气数据中心仪的研制是从五十年代开始的,现已广泛应用于新型的飞机上。早期的大气数据中心仪一般采用膜盒和随动系统组成的静压和动压传感器(见“静压传感器”和“动压传感器”),而计算装置则采用机电模拟式,故称作机电模拟式大气数据中心仪。随着数字电子计算机的集成化,以及固态压力传感器(如硅膜片压阻式传感器、膜片谐振传感器、电容传感器)的出现,大气数据中心仪正在向全固态数字式的方向发展。



大气数据中心仪原理方框图

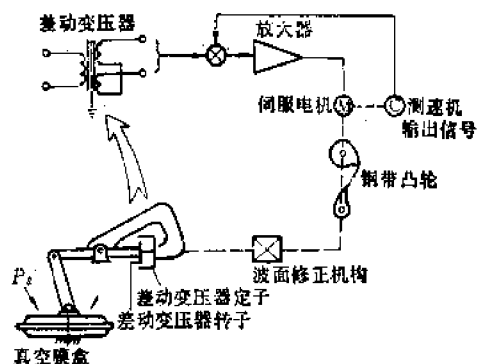
### 静压传感器

static pressure transducer

飞机在某一高度飞行时,不受飞机扰动的静止压力称为静压。静压大小和飞行高度有关。通过测量静压间接地测出飞行高度的装置称静压传感器。

图为静压传感器原理示意图。膜盒感受压力,产生位移,通过曲柄连杆机构转换为差动变压器衔铁的位移,差动变压器输出电信号给伺服放大器,放大后的电压控制伺服电机,经过减速器减速后,一方面带动输出装置输出信号,另一方面通过钢带凸轮和波面修正机构带动差动变压器的定子组件(线包和铁芯),直至差动变压器到零位状态,系统才恢复平衡。这时系统的输出对应于气压

高度。



静压传感器原理示意图

### 动压传感器

dynamic pressure transducer

飞机相对于空气运动时,迎面气流的压力称全压。全压和静压的差值称动压。测量动压大小并将它变换成相应的输出信号的装置称为动压传感器。动压传感器的结构形式和静压传感器一样,只要将该图中真空膜盒改成开口膜盒即可。

### 真空速解算器

true airspeed resolver

飞机相对于空气的流速称为真空速。解算真空速的机构称为真空速计算器。

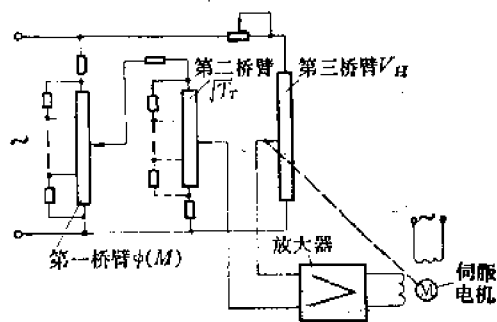
飞机相对于空气运动时,空气分子和飞机相撞。如果空气分子完全被阻滞,即气流的相对速度为零,此时相撞点的温度称为阻滞温度。阻滞温度又称总温或驻点温度。测量并输出阻滞温度信号的装置叫驻点温度传感器。

马赫数又称 $M$ 数。真空速和声音在空气中传播速度(音速)之比称马赫数,测量并输出 $M$ 数信号的装置称 $M$ 数传感器。

真空速解算器解算原理如图所示。

真空速解算是通过三臂电桥进行的。第一桥臂是与 $M$ 数有关的电位计,称 $\phi(M)$ 电位计,由 $M$ 数解算器来带动。第二桥臂是与总温 $T_T$ 有关的电位计,称 $T_T$ 电位计,由总温传感器来带动。第三桥臂是反馈电位计,称

$V_H$  电位计,由真空速计算器来带动。由图可见,当电桥输出电压不为零时,放大器放大此信号电压,推动电机工作,由于  $V_H$  电位计电刷和电机旋转轴有机械连系,电机旋转时就带动电刷在电位计上滑动,直至电桥平衡为止,此时,电刷的机械位置与真空速成正比。



真空速解算器原理示意图

### 大气温度解算器

air temperature resolver

飞机飞行时,同一高度平面层的环境温度称为大气温度。解算大气温度的机构称为大气温度解算器。大气温度一般是通过  $M$  数的总温进行解算而得的,其解算原理和真空速一样。

### 静压补偿器

static pressure compensator

由于飞机对气流的扰动,使静压受感部(空速管)不能精确地感受自由气流的静压。飞机周围自由气流的静压(称为真实静压)与静压受感部实际感受的静压(称为指示静压)之差叫作静压源误差。补偿静压源误差的装置称为静压补偿器。静压补偿器根据其采用方法不同可以分为气动式静压补偿器、机械式静压补偿器和电气静压补偿器三种。在三种方法中,电气式和机械式所用装置比较简单,修正过程较快,因此,用得较广泛。其缺点是同时要对静压系统和动压系统进行修正,设计计算较复杂。气动式静压补偿器所用装置比较复杂,修正过程较缓慢。其优点

是直接对静压源进行补偿,大气数据中心仪其它部分就不必再修正了。

### 故障检测与告警

self-test and failure warning

整个大气数据中心仪是一套由很多机电和电子元件组成的复杂装置,为了确保飞行安全,现代大气数据中心仪一般均有比较完善的自检查系统和故障告警系统。前者主要用于飞行前的外场检查,后者则用来在飞行中监视中心仪工作情况,发现故障,及时告警。

### 自动飞行控制

automatic flight control

自动飞行控制就是在没有飞行员参与或只是部分参与的情况下,按一定的飞行控制要求自动操纵飞行器。为了控制飞行,必须自动控制飞行器重心的运动(飞行高度、相对轨迹的侧向偏离、飞行距离、线速度、线加速度等)和绕飞机重心的角运动(俯仰角、倾斜角、偏航角、攻角、侧滑角、角加速度等)。

### 自动飞行控制系统

automatic flight control system

为实现自动飞行控制目的所采用的自动控制装置称自动飞行控制系统。最初的自动飞行控制系统主要用来稳定飞机的姿态和完成简单的飞行动作,以减轻驾驶员负担,被称为自动驾驶仪。随着飞机的迅速发展和完成任务的复杂性不断提高以及近代电子技术的进展,自动飞行控制系统已发展成为十分复杂的系统,如能进行自动导航、自动着陆、阵风衰减、直升机悬停增稳、升力控制、地形跟踪、结构模态稳定等。

自动飞行控制系统,一般由测量飞行姿态及其它飞行参数用的敏感元件、形成控制信号或指令的解算装置、变换和放大信号的电子线路以及驱动飞行器舵面的执行机构等主要元、部件组成,并构成闭环回路。此外,

还有：程序控制信号给定器、监控器、显示装置等部件。

自动飞行控制系统的功用可以分为五个基本类型：1. 增稳；2. 姿态和方位保持；3. 空速控制；4. 轨迹控制；5. 特殊用途。所应用的机种，则可分为：1. 民用飞机；2. 军用飞机：运输机、轰炸机、战斗机、侦察机、直升机和垂直起落飞机；3. 特殊飞机：再入飞行器、无人驾驶飞机等等。

目前飞机自动飞行控制系统的发展趋势是：1. 向多功能以及与其它系统组合成综合系统的方向发展；2. 采用微小型固态电子线路；3. 提高可靠性和采用冗余技术；4. 采用先进元、部件；5. 采用新原理，如自适应控制、数字控制、最佳控制等等。

### 增稳

augmentation

是指增加飞机的稳定性或飞机阻尼。由于飞机的空气动力阻尼不足（如高空高速和低速飞行时）飞机稳定性较差，操纵困难，为此，必须改变飞机的空气动力外形，然而往往会引起飞机性能的变坏。因而，必须采用自动装置，人工地增加飞机稳定性。

提供增稳作用的自动装置通常称为阻尼器或增稳系统。这种系统可用来增加沿飞机倾斜、俯仰和航向轴空气动力阻尼；改善飞机的人工操纵品质；以及在某些情况下，提供倾斜、转弯的协调机动动作。最早的增稳系统中，由于未引入驾驶员的操纵信息，往往存在稳定性与机动性之间的矛盾。近年来出现的控制增稳系统，引入了驾驶员的操纵信息，因而较好解决了这一矛盾。

### 姿态和方位保持

attitude and heading hold

姿态和方位保持是用来稳定和控制飞机的倾斜、俯仰姿态以及保持飞机的航向。

姿态和方位保持中所必需的姿态和方位信号来自姿态、方位陀螺或相应的参考系统，

比如：可以提供俯仰、倾斜和航向数据的惯性平台，或者是分别提供俯仰、倾斜信号和航向信号的垂直陀螺和航向陀螺。

姿态和方位保持可保证使飞机自动保持系统投入时刻所存在的精确姿态和方位，一直到飞行人员改变时为止。姿态和方位参考的改变，可以由飞行人员引入，也可以通过一个具有转弯俯仰控制的操纵台引入；或者更自然地通过普通驾驶盘（或驾驶杆）来引入。

### 空速控制

airspeed control

用来保证飞机以恒定空速或程序空速飞行。它可以通过调节发动机推力或升降舵偏角来实现自动控制。

利用调节油门进行空速控制的自动装置叫做自动油门杆系统。它由敏感元件（如大气数据中心仪、速率陀螺、纵向加速度计等）、指令装置、计算-放大器执行机构和油门杆离合器组成。它的主要功能是给定和保持空速，给定和保持 $M$ 数（关于 $M$ 数，见“真空速解算器”）。它可单独工作，或与其它系统配合一起工作。

$M$ 数保持通常是通过向俯仰姿态回路中引入 $M$ 数误差信号而获得的。

空速控制往往用于飞行终端区、进场和着陆阶段，某些飞机的巡航阶段也采用，但不普遍（对无人驾驶飞机来说是必要的）。

### 轨迹控制

path control

轨迹控制是指对飞行器重心坐标所进行的自动控制。

轨迹控制功用包括侧向和垂直制导两个方面。基本的侧向制导形式是伏尔，定位和抗偏流；惯性导航或多卜勒导航以及为火控、武器投放而与特殊的计算机相耦合。基本的垂直制导形式是高度保持，常值速度爬升或下降、下滑倾斜和拉平以及为地形跟踪、程

序飞行航迹而与特殊的计算机相耦合。定位、抗偏流和下滑倾斜、拉平结合起来,即构成自动着陆。

导航系统向自动控制系统提供位置、速度或飞机相对于地面基准参考的方位信号。轨迹控制的目的是用来保证飞机来响应导航系统的输入,以获得和保持在所要求的轨迹上的飞行。为此,轨迹控制必须计算操纵指令,并将其作为姿态-方位信号输入到自动飞行控制系统。由于它把轨迹-位置反馈控制回路包围在已经存在的姿态-方位和增稳控制回路之外,所以通常称轨迹控制功用为外回路或大回路。

#### 阵风衰减

gust alleviation

阵风,即大气紊流,具有一定频谱,它是时间和区域的随机函数,它对于飞行中的飞机或其它飞行器来讲是一种极为有害的随机干扰。

飞机,特别是大型飞机进入阵风区,便产生颠簸和摇摆,致使操纵困难,机体疲劳破坏,乘客不舒适等。

阵风衰减(亦称阵风缓和),即指将阵风对飞机的上述影响的减轻。为此,飞机自动控制系统通常也具有阵风衰减系统。该系统的作用,可以减缓飞机在阵风中的颠簸和摇摆,减轻飞行员操纵疲劳和机体疲劳破坏,增加空勤和乘客的舒适度。

必须指出,阵风衰减只能把阵风对于飞机有害影响减小到一定程度,并不能全部消除。

#### 地标导航

ground mark navigation

利用目视、光学等方法,辨认与观测地面或海上的特定标志(铁路、市镇、岛屿、航标等),确定航行体所在的位置,以此来引导航行,称为地标导航。这是一种较为可靠而简便的导航方法,但易受气象条件和地区的

限制,且不适于高速飞行。

#### 灯光导航

light navigation

利用灯光引导航行。在航空导航中主要用于夜间和白天能见度较低时的引导着陆,一般由进入灯、下滑指示灯和跑道灯组成,用来指示跑道中心线、下滑航道线、跑道轮廓等。在航海导航中,灯光导航的应用极为广泛,常用的有灯塔、灯桩、灯船、灯浮、环弧射灯和色光弧灯等,它们可作为引导和定位的标志、航道指示、障碍物及危险区域的指示等。

#### 红外线导航

infrared rays navigation

在航行体上使用红外线敏感器件和显示装置探索地面物体或目标不同的红外线辐射,可在夜间和白天能见度较低时用来辨认地标或目标,引导航行,亦可用于引导飞机着陆及船舰进入船坞。红外线导航作用距离较近,往往具有较大的惯性,易受雾、雨等气象条件的限制及虚假辐射源的干扰。

#### 激光导航

laser navigation

激光能够提供极细的光束、高度集中的能量,它在导航中可作为特殊用途的测距和测向,如跟踪人造卫星或其它目标,具有精度高、抗干扰性强、保密性好等优点。

利用环状激光组成的激光陀螺系统尚在研究中。在理论上,激光还可用于测量磁场强度和重力场。

#### 地磁导航

earth-magnetism navigation

地磁场的方向和量值均可用于导航。磁罗盘就是利用地磁场的方向来指示磁北向(磁北向与北向的偏差称为磁差)。这是一种古老而简单、应用广泛的测向方法。测量地磁场的量值,可利用等磁力位置面来得到位置线,但由于磁场强度与高度及地理位置有

关,它随时间缓慢变化,且易受磁暴的干扰,故实际应用甚少。

### 声纳导航

sonar navigation

声波和超声波匀速直线传播及在边界面反射的特性可用作测距、测速和定位。常用的声纳导航设备有:

1. 回声测深仪(水深仪),利用回波探测水下目标(鱼群、暗礁、潜艇)及测量水

深,

2. 声纳多卜勒,利用超声波的多卜勒效应,测定船舰相对海底的地速,用推算算法计算获得船位;

3. 扇形扫描声纳和数字声纳,利用回波搜索、测定水下目标和障碍物,亦可用于水下防撞;

4. 声纳浮标,一种水下导航信标,可用于水面和水下航行体的定位。



## 十二、组合导航系统

### 组合导航

integrated navigation

将航行体（飞机、舰船及宇宙飞行器等）上的某些或全部导航设备，组合在一个统一的系统内，成为一个有机的整体，这样的系统通称为组合导航系统或综合导航系统。

组合导航是在近代导航理论及技术发展的过程中逐步发展起来的。它的产生主要基于以下两个原因：

1. 单一导航系统在性能上均存在自己的局限性，各有其优、缺点。它们通常是为解决某些特定的导航任务而设计的，所以在现代的航行体上，为保证准确和可靠地航行，往往要增设多种的导航设备。这样，使用时不仅复杂，而且累赘。更由于现代航行任务渐趋复杂以及现代战争工具的高度发展，就给导航技术提出了越来越高的要求，致使各单一导航系统难于满足。

2. 近十几年来，由于电子计算机和卡尔曼滤波技术的迅速发展，解决了组合导航系统研制过程中的一些关键问题，从而促进了组合导航理论与技术的进展。

现代组合导航系统具有如下主要特点：

1. 组合导航系统内的各个子系统之间能相互取长补短，使得系统的总精度大大提高，如图1所示。

2. 进一步提高了可靠性。这是由于：1) 具有检查故障和自动断开故障子系统

的能力，亦可接通航行体上备用部分。这主要是通过监视器和计算机两个环节来完成的。2) 多种组合工作模式，即在一大组合系统中，常备有几种可供选择的组合工作方式。图2为多卜勒-惯性-奥米加组合导航系统，当某一部分失灵时工作模式自动转换的情况。

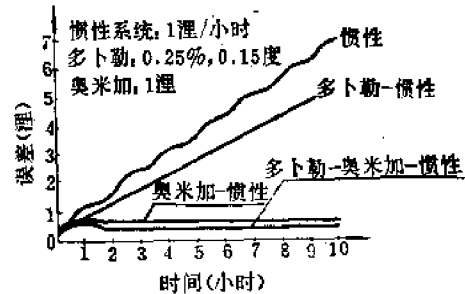


图1 多卜勒-惯性-奥米加及其组合系统误差比较

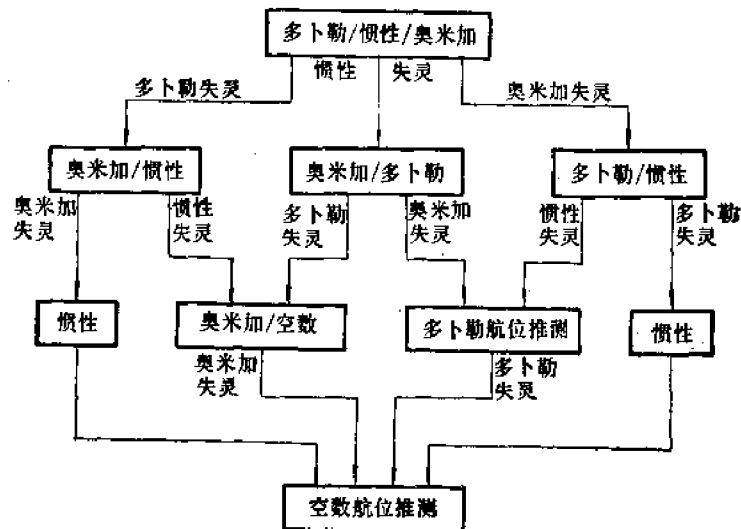


图2 对多卜勒-惯性-奥米加组合系统表示补充模式功能的导航模式流向图

3. 卡尔曼滤波和现代计算技术的应用,前者解决了如何统一处理各子系统所提供的导航信息,以获得最佳结果;后者则不但能完成上述复杂的计算以及其它如故障判断等工作,而且还可能连续实时地提供所需的导航参数。

4. 组合导航系统除有一般的导航功能外,还具有综合性的多功能,诸如武器投射及制导、反潜侦察以及通信、识别等。

5. 降低了对各子系统的要求,即组合导航系统中的某些子系统可用较低质量的相应设备所取代,且不影响整个组合系统的工作性能。

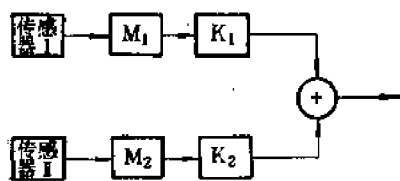
因此,组合导航系统已较广泛地应用于航空、航海及宇宙飞行等方面,并已成为导航技术的一个明显的发展方向。

#### 互补式组合导航

complement integrated navigation

这是组合导航系统的一种类型。它用不同型式的传感器(如磁罗盘及指向陀螺)同时对同一导航参数(如航向)进行测量,然后分别通过具有不同传递函数的通道,对不同的误差频谱进行不同的滤波(如对磁罗盘的输出采用低通滤波,对指向陀螺的输出采用高通滤波),最后将它们组合成所希望的输出形式(见图)。

这类系统在组合系统的早期应用中就出现了,比较简单,如二次世界大战期间出现的飞行指挥仪、自动驾驶仪/航向器及陀螺稳定磁罗盘等。这类系统至今还在发展和应用中。



互补式组合系统原理方框图

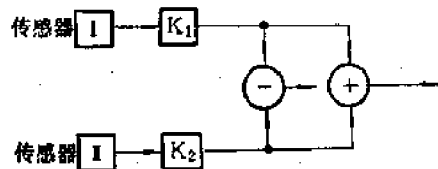
#### 重复式组合导航

redundance integrated navigation

组合导航中的又一类型。重复式是指采用两个相同的传感器对同一导航参数进行测量。因每个通道的误差频谱是一样的,不能采用上述互补式中那种不同的滤波方法来消除噪声。然而,在许多系统中,等效输入噪声主要是在系统内处理过程中产生的,不同通道的这种噪声往往不相关,而真实量则是相关的,且其权应相等。如飞机着陆用的(双)雷达高度表,两个通道的输出经一减一加。减对鉴别故障有价值,经相加后混合输出的均方根误差为:

$$\sigma_{\text{混合}} = \sigma \left( \frac{1 + \rho}{2} \right)^{1/2}$$

其中,  $\sigma$  为各通道输出的均方根误差,  $\rho$  为两个子系统输入噪声间的相关系数。显然,当输入噪声独立时( $\rho = 0$ ),较其单一系统误差减少到 70%。这类系统的主要优点是提高了可靠性,特别是在加进了监视器之后。



重复式组合系统原理方框图

#### 辛纳吉斯蒂克组合导航

synergistic integrated navigation

“辛纳吉斯蒂克”是译音,此字来源于希腊文,原意是“各有特点,一起工作,产生比原有任何特点更好的特点”。它是一种包括各子系统测得的导航数据组合成为新的数据的组合系统。这种新的数据往往是原来各子系统所不能单独提供的,如伏尔提供角度数据,地美依提供距离数据,再组合进高度表,合起来就可得到三维空间位置。

## 子系统

subsystem

组成组合系统的各个分系统。如“天文-惯性-多卜勒”组合导航系统中的天文导航设备、惯性导航仪、多卜勒雷达均称为该系统的子系统。

## 组合模式

integrated mode

系指在一个大的组合系统内，子系统之间各种可能的组合工作方式，有时也称工作模式。如某重型运输机上的组合系统，它的基本的导航模式就有如下四种：惯性、多卜勒-惯性、多卜勒推测定位、真空速推测定位。由于它上面还装有罗兰-C、塔康、多模雷达、视觉定位设备、星光定位设备等，故还可以扩展成与后面这五种设备中任意一个的组合，所以说该飞机上的组合导航系统具有多模工作方式。

## 卡尔曼滤波器

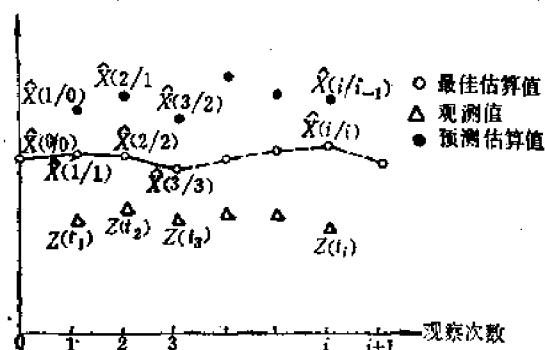
Kalman filter

卡尔曼滤波器或滤波法，又常称为“最小方差线性递推估算滤波”法，它是应用到导航（及制导、轨道测量、平台校准等）领域内对随机过程的预测和滤波的一种有效的数学方法。它是最近十几年内发展起来的，已得到比较广泛的应用。这种方法应用到组合导航中可大大提高系统的精确度。

这种方法的递推估算大致过程为（见图）：若 $\hat{X}(0/0)$ 为起始状态，则 $\hat{X}(1/0)$ 为依事先建立的运动方程 $X(t)$ 所得到的 $t_1$ 时刻的预测状态，而 $\hat{X}(1/1)$ 为经 $t_1$ 时刻的量测值 $Z(t_1)$ 修正后得到 $t_1$ 时刻的最佳估算状态，接着又由 $\hat{X}(1/1)$ 依 $X(t)$ 预测出 $\hat{X}(2/1)$ ，并经 $t_2$ 时刻的量测值 $Z(t_2)$ 修正后得到 $t_2$ 时刻的最佳值 $\hat{X}(2/2)$ 。依此类推，不断地递推修正，既承其前面的成果，又不断吸取新的信息。

这种方法，建立了一整套完整的运算公

式，依此运算可逐一得到每一当前时刻的最佳估算状态 $\hat{X}(t_i/t_i)$ 。



递推估算过程示意图

## 运动模型

motion model

在卡尔曼滤波器的设计中，首先要解决的是正确地确定待考查的那个航行体（飞机、舰船及宇宙飞行器等）的运动模型以及各传感器的误差模型。所谓运动模型，即对航行体运动规律的一种数学描述。依据这个数学描述，可以计算出任意时刻的运动体的预测位置。

运动模型建立得正确与否，对滤波终值的正确性的影响极大。

## 误差模型

error model

卡尔曼滤波法中所说的误差模型，在组合导航中即指对存在于各个子系统内的误差的一种统计描述，这种预先对各子系统误差以统计量的形式所表示出的值的集合，称为该子系统的误差模型。这个模型建立得是否正确，也将影响滤波终值的精确度。

## 最佳估算值

optimum estimation value

在卡尔曼滤波器中，经滤波后所得的终值称为最佳估算值。这里所说的“最佳”，即是以估算误差的方差为最小作为最优准则的。

**卡尔曼周期**

Kalman cycle

在卡尔曼滤波器中,得到相邻两次最佳估算值之间的时间,称为卡尔曼周期。整个滤波过程,一般由五个标准方程(包括运动模型方程)所组成,在计算机中,编成一个固定的程序,一个方程一个方程地计算,当计算完某个时刻的最佳估算值及该值误差的协方差之后,又回到计算的第一步,重复上述的计算过程,不断引进各参量的新值,不断地得到新的时刻的最佳估算值。

**开环卡尔曼滤波方程**

open Kalman filter formulation

卡尔曼滤波方程分为开环、闭环两种。它们之间的实质差别在于是否要求“最优控制”。比如有惯性导航仪作为子系统的组合系统中,由于要求对该子系统进行重调和校准,则在获得某时刻的最佳估算值之后,还应将它反馈到该子系统中,以此作为重调和校准的标准信息,而这在滤波方程组中也应反应出来,其办法是在描写运动(或状态)模型的方程式中,加进一项控制矢量,并在最佳估值的计算公式中作相应的变化。此时的滤波方程组称为闭环卡尔曼方程组。不考虑控制时的滤波方程,称为开环滤波方程。也有利用在计算机中进行补偿的办法来达到校准要求的。

**闭环卡尔曼滤波方程**

closed Kalman filter formulation

见“开环卡尔曼滤波方程”。

**多模卡尔曼滤波器**

multimode Kalman filter

在组合导航系统中,往往具有多种导航模式。所谓多模卡尔曼滤波器,即先将相同的滤波方程应用于所有的导航模式。这种统一的卡尔曼滤波器,能够接受来自所有信息源的测量数据。

**组合导航计算机**

integrated navigation computer

组合导航系统中所用的数字计算机称为组合导航计算机。组合导航系统是将各种单一导航系统有效地组织在一起,应用一定的数字计算技术,得到最大概率的导航信息。在组合导航系统中所进行的位置坐标转换、航位推算、最大概率位置计算以及航线计算等,往往用一部或几部计算机来完成。在现代的组合导航系统中,是以各种单一导航系统为传感器,以计算机为中心,应用卡尔曼滤波技术,得到最佳的导航性能。

**多卜勒-惯性组合导航系统**

Doppler-inertial integrated navigation system

多卜勒雷达与惯性导航仪相组合的系统,称多卜勒-惯性组合导航系统。惯性系统航向很精确,速度短期性能很好(良好的动态响应),但长期性能差,误差随时间积累;多卜勒系统航向误差较大,速度短期性能差(混有噪声),如进行平滑,则又引起迟后,产生动态误差,机动时精度损失较严重,但速度的长期精度很好。二者结合后,相互取长补短,性能大大改善。这种组合常用在航空中,每小时可达0.93公里的圆概率误差,声纳多卜勒与惯性导航相结合,可用于航海中。

**罗兰-C-惯性组合导航系统**

Loran-C-inertial integrated navigation system

罗兰-C与惯性系统的组合(图1)。二者结合后:

1. 可以以更高的精确度提供航行体的位置、速度、方位及姿态等。此时误差不积累。
2. 可在滑行和飞行中校准平台,并能提供迅速的反应能力,改进了罗兰动态响应,克服了单罗兰系统在失掉跟踪时用展开带宽保持锁定(牺牲精度)的缺点。此时,可借助

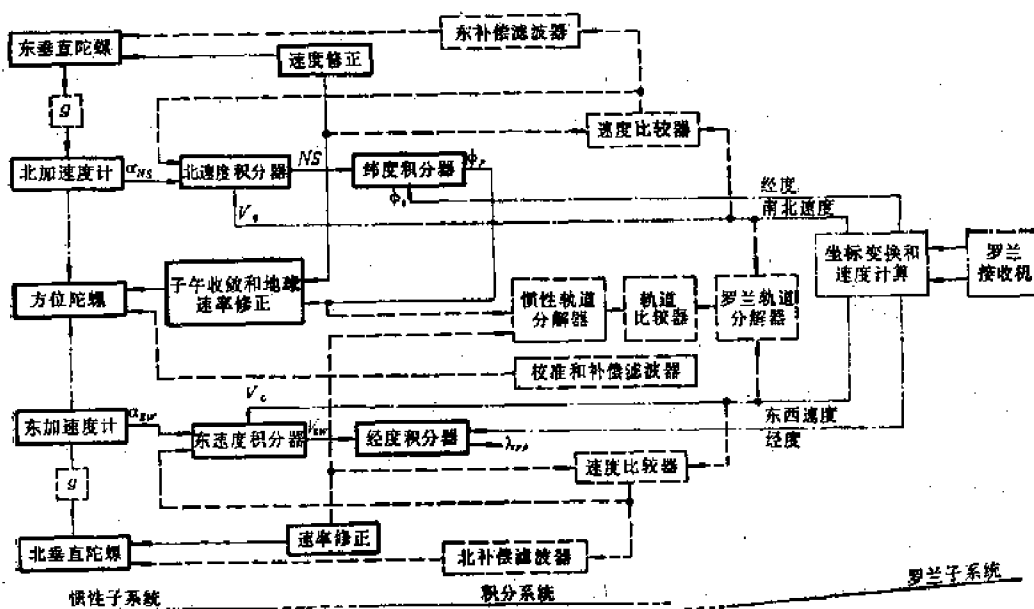


图1 罗兰-惯性组合系统原理方框图

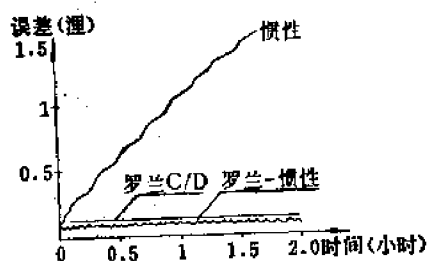


图2 罗兰-惯性及其组合精度比较

惯性保持窄带下的跟踪。

3. 在飞行和输出校准期间，惯性周期微调。当罗兰受到干扰或飞出罗兰工作区后，驾驶员可使用微调后的惯性系统。

4. 该组合中的惯性测量仪可用较低质量的惯性系统来充当，基本上不影响组合后的精度性能，从而能降低成本。

用惯性信息平滑无线电信号，用罗兰信息来阻尼舒勒（Shuler）振荡，这在技术上是理想的。

### 天文-惯性组合导航系统

celestial-inertial integrated navigation system

天文导航是观测星体相对地球坐标位置

的一种导航方法。它的误差不随时间积累，但天文六分仪的测量受气象条件的限制，依赖于天体能见度。与惯性组合后，可相互取长补短，克服了惯性的误差积累，还能对惯性进行校准，同时又弥补了天文受天体能见度限制的不足。这种系统多用于高空飞机上。

### 天文-惯性-多卜勒组合导航系统

celestial-inertial-Doppler integrated navigation system

这是由天文导航设备、惯性导航仪及多卜勒雷达组合成的一种导航系统。这种组合，较前面的惯性-多卜勒组合导航系统又进了一步，加进了天文导航设备后能克服误差的积累。

### 多卜勒-惯性-罗兰组合导航系统

Doppler-inertial-Loran integrated navigation system

这是由多卜勒雷达、惯性导航仪及罗兰-C三者组合成的一种系统。加进罗兰-C定位系统之后，这种组合导航能消除误差的积累，大大提高精度。它能综合输出航行体的位置、速度、航向及姿态等。这种系统的

定位精度可达到 30 米。此系统适用于航空上。

### 惯性-奥米加组合导航系统

inertial-Omega integrated navigation system

惯性导航仪与奥米加组合成的一种导航系统,通常用于海上,特别是水下。惯性敏感元件不受外界噪声干扰,动态响应极好,隐蔽,但定位误差是积累的,并且高精度的惯导成本昂贵,而奥米加除覆盖面积很宽广之外,最突出的特点是精度稳定,不随时间积累。二者结合后,惯导能得到校准,克服了误差的积累(见“组合导航系统”之附图),而奥米加跟踪信号的能力也得到加强,即使无线电信号中断,仍能保持不丢失巷道。

### 惯性-奥米加-卫星组合导航系统

inertial-Omega-satellite integrated navigation system

惯性导航仪、奥米加定位系统及卫星定位系统三者组合的一种导航系统。加进卫星导航系统,主要是为了利用它的高度精确性。此时,对水下潜艇之类的航行体来说,惯导

既能得到很精确的校准,又不必经常浮到水面。这样的系统,特别有利于核潜艇在远离武器发射前舰位及方向的精确校准。

### 惯性-雷达-遥控组合导航系统

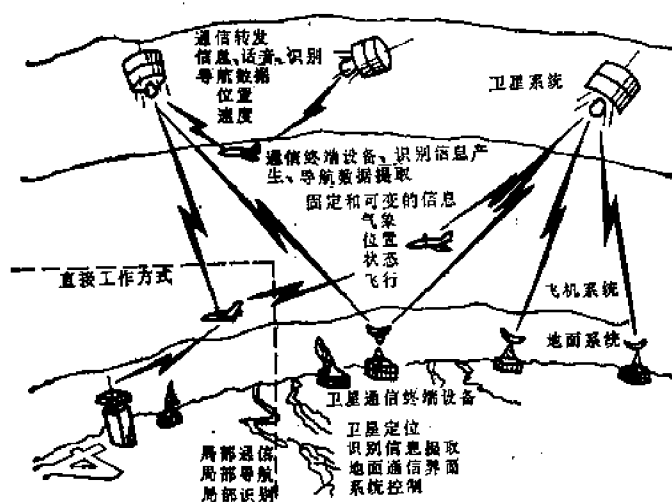
inertial-radar-telecontrol integrated navigation system

这是星际航行中所用的一种组合引导及导航系统。核心子系统是惯性测量仪,雷达及遥控仪作为校准性子系统。所谓“遥控”,即利用地球上的观测数据传送到飞船上,与惯性及雷达的数据一起综合处理后,作为最终引导及导航的实用数据。

### 多功能组合系统

integrated communication, navigation, identification system (ICNI)

多功能组合系统是一种利用一个公用的设备,在一个频道,一种天线上同时承担导航、通信、识别等多种功能的系统,见图示。这是最近才发展和试验的系统。利用卫星也能成为同时承担这三种功能的组合系统,这种卫星多功能组合系统尚在设想阶段。多功能组合系统大多采用时分工作制。



通信、导航、识别组合系统示意图

## 英 文 索 引

- | A  | 页码     |   | 页码     |
|--|--------|---|--------|
| absolute altitude                                    | 19-6   | automatic landing                               | 19-67  |
| accumulated error                                    | 19-93  | automatic landing system                        | 19-67  |
| airborne collision avoidance equipment               | 19-78  | automatic overload control system (AOC)         | 19-74  |
| airborne Doppler radar                               | 19-90  | automatic picture display                       | 19-31  |
| airborne ground-mapping radar                        | 19-88  | automatic radar terminal system (ARTS)          | 19-81  |
| airborne navigation radar                            | 19-87  | automatic terrian following system              | 19-89  |
| airborne weather radar                               | 19-89  | autopilot coupler                               | 19-68  |
| air data computer                                    | 19-102 | auxiliary reference pulse                       | 19-27  |
| airport surface detection radar                      | 19-72  | aviation satellite system                       | 19-81  |
| airport surveillance radar (ASR)                     | 19-64  | azimuth angle                                   | 19-5   |
| airspeed control                                     | 19-105 | azimuth guidance element                        | 19-62  |
| air temperature resolver                             | 19-104 |   |        |
| air traffic control (ATC)                            | 19-71  | B   |        |
| air traffic control radar beacon system (ATCRBS)     | 19-73  | baseline  | 19-33  |
| air traffic control system                           | 19-78  | beam configurations of Doppler radar            |        |
| air traffic control system (ATCS)                    | 19-71  | antenna   | 19-93  |
| air velocity   | 19-6   | bearing of aircraft (or ship)                   | 19-3   |
| airway   | 19-71  | bearing of station                              | 19-6   |
| all-weather automatic landing                        | 19-60  | broad-band transmission equipment               | 19-77  |
| all-weather carrier landing system (AWCLS)           | 19-66  | buoy  | 19-83  |
| alpha Omega  | 19-46  |   |        |
| altitude-hole effect                                 | 19-91  | C   |        |
| analogous navigation set                             | 19-8   | carrier landing                                 | 19-65  |
| angle between lines of position                      | 19-9   | carrier system for controlled approach of       |        |
| angle measurement of satellite navigation system     | 19-55  | naval aircraft (C-SCAN)                         | 19-66  |
| antenna array of five Alford loops                   | 19-23  | celestial-inertial-Doppler integrated           |        |
| antenna stabilized (track stabilized) Doppler system | 19-92  | navigation system                               | 19-112 |
| approach and landing                                 | 19-59  | celestial-inertial integrated navigation system | 19-112 |
| approach and landing system                          | 19-59  | celestial navigation                            | 19-101 |
| approach aperture                                    | 19-67  | celestial navigation computer                   | 19-102 |
| area navigation                                      | 19-29  | central radiator of Tacan antenna               | 19-27  |
| area navigation computer                             | 19-30  | chain of stations                               | 19-34  |
| asynchronous interference suppression system         | 19-74  | channel   | 19-83  |
| attitude and heading hold                            | 19-105 | chart   | 19-83  |
| augmentation   | 19-105 | circle-hyperbolic system                        | 19-10  |
| automatic air traffic control system                 | 19-79  | circular error probability                      | 19-17  |
| automatic decode system                              | 19-75  | clearance plane                                 | 19-89  |
| automatic direction finder                           | 19-21  | closed Kalman filter formulation                | 19-111 |
| automatic flight control                             | 19-104 | closest approach                                | 19-52  |
| automatic flight control system                      | 19-104 | closest instant                                 | 19-52  |
|  |        | coarse system of bearing                        | 19-28  |
|  |        | coherent carrier                                | 19-11  |
|  |        | comparison frequency of Decca                   | 19-39  |
|  |        | complement integrated navigation                | 19-109 |
|  |        | computerized navigation set                     | 19-8   |
|  |        | computing center                                | 19-53  |

constant course line	19-5	Doppler navigation system error	19-93
constant-duty cycle	19-28	Doppler scanning	19-63
contours of constant geometric accuracy	19-18	Doppler VOR (DVOR)	19-23
control and display for area navigation	19-30	double frequency-modulated altimeter	19-69
control display	19-100	drift angle	19-6
coordinate conversion computer	19-37	dynamic pressure transducer	19-103
coordinate conversion error	19-37	DVOR antenna	19-24
corrective loop	19-99		
course angle	19-5	<b>E</b>	
course line	19-5	earth-magnetism navigation	19-106
course-line calculation	19-8	electrical flight path line	19-65
course line of great circle	19-5	electronic equipment of air traffic control	19-72
CW Doppler radar	19-92	electronic-scanning Tacan antenna	19-28
cylinder of Tacan modulation	19-28	electrostatic gyro	19-98
		elevation guidance element	19-63
<b>D</b>		ellipse-hyperbolic system	19-10
data process equipment	19-63	en-route surveillance radar	19-73
data processing equipment of ATCC	19-76	error-circular radius	19-17
data stabilized (fixed antenna) Doppler system	19-93	error ellipse	19-17
data stable platform	19-67	error field	19-17
dead reckoning	19-7	error model	19-110
dead-reckoning calculation	19-7	error of position line	19-16
dead time	19-25	excitation factor	19-13
Decca	19-38	externally coherent pulse Doppler radar	19-92
decision height	19-59		
Decometer	19-39	<b>F</b>	
derived envelope	19-11	filler pulse	19-28
designator for a pair of stations	19-34	fine system of bearing	19-28
deviation indicator	19-32	flag alarm	19-32
differential Omega	19-45	flare computer	19-68
digital navigation set	19-8	flare-out elevation guidance element	19-63
direction-finding and distance-measuring system	19-20	flight level	19-72
direction-finding system	19-9	forward-looking radar	19-88
direction-range measurement system	19-10	forward velocity triangle	19-6
directive effect	19-15	four-course low-frequency radio range	19-21
direct wave	19-13	free azimuth	19-100
discrete-address beacon system (DABS)	19-75	frequency division system	19-12
distance indicator	19-32	frequency modulated altimeter	19-69
distance-measuring equipment (DME)	19-24	frequency tracker	19-93
division of airspace	19-71	fundamental frequency of Decca	19-39
DME airborne antenna	19-25	FM-CW Doppler radar	19-92
DME ground beacon antenna	19-25		
Doppler count	19-53	<b>G</b>	
Doppler effect	19-91	geometric consideration	19-17
Doppler frequency and Doppler spectrum	19-91	geometric position line	19-8
Doppler-inertial integrated navigation system	19-111	glide-path antenna	19-62
Doppler-inertial-Loran integrated navigation system	19-112	glide slope	19-61
Doppler navigation	19-90	gradient of position line	19-16
Doppler navigation computer	19-90	ground/air communication equipment	19-78
		ground-based navigation	19-7
		ground beacon antenna of Tacan	19-27
		ground controlled approach system (GCA)	19-64
		ground-drift indicator	19-93





标准分享网 [www.bzfxw.com](http://www.bzfxw.com) 免费下载

Radux	19-40	simulator for air traffic control system	19-78
RANA	19-47	single star navigation	19-101
random error	19-16	sky wave	19-13
range difference measurement of satellite navigation system	19-55	sky wave delay	19-14
range measurement of satellite navigation system	19-55	sky wave operating distance	19-18
range-measurement system	19-9	slave station	19-33
ranging code	19-12	sonar navigation	19-107
rapid photographic and projection display	19-85	SREPE	19-48
RAYDIST	19-47	stable loop	19-99
real-time dynamic projection display	19-85	stable platform	19-97
receiving antenna of satellite navigation	19-54	standard Loran	19-84
redundance integrated navigation	19-109	star tracker	19-102
relative altitude	19-6	static pressure compensator	19-104
relative motion display	19-95	static pressure transducer	19-103
remote-controlled radar	19-85	stationary satellite	19-52
river and harbor navigation system	19-83	strapdown inertial navigation system	19-101
river navigation radar	19-94	stroboscopic effect on distance measurement	19-26
root-mean-square error	19-16	substar	19-52
rotating cardioid pattern	19-23	subsystem	19-110
rotating 9-lobed pattern	19-26	sub-track	19-52
runway visual range	19-59	synchronization	19-33
		synchronized discrete-address beacon system	19-75
		synchronous baseline	19-34
		synchronous error	19-33
		synchronous satellite	19-52
		synergistic integrated navigation	19-109
		synthetic-aperture radar	19-88
		synthetic dynamic display	19-76
		systematic error	19-16
<b>S</b>			
sampling point	19-11		
satellite coverage	19-51		
satellite-Doppler navigation system	19-55		
satellite life	19-52		
satellite navigation	19-49		
satellite navigation computer	19-54		
satellite navigation earth station	19-52		
satellite navigation equipment for user	19-53		
satellite orbit	19-50		
satellite orbit parameter	19-51		
satellite perturbation motion	19-51		
satellite tracking station	19-52		
scanning beam	19-83		
sea-clutter suppression	19-96		
sea effect (overwater)	19-92		
secondary phase factor	19-14		
secondary radiation effect	19-15		
sector radio marker (Consol)	19-21		
sector Tacan (SETAC)	19-29		
self-aid navigation	19-7		
self-test and failure warning	19-104		
semiautomatic position fixing	19-88		
separation standard	19-72		
servo platform	19-102		
sidelobe suppression system (SLS)	19-74		
side-looking airborne radar	19-88		
signal format	19-11		
signal period	19-12		
		<b>T</b>	
		Tacan airborne antenna	19-28
		Tacan air-to-air direction-finding	19-29
		Tacan air-to-air distance measuring	19-29
		tabular display	19-77
		tactical air navigation system (Tacan)	19-26
		telegraph channel transmission equipment	19-77
		telemetry station	19-53
		television scan conversion display	19-85
		terminal VOR (TVOR)	19-23
		terrain avoidance radar	19-90
		time division system	19-12
		time/frequency collision avoidance system (T/F CAS)	19-78
		time standard generator	19-102
		timing center	19-53
		to/from indicator	19-32
		TORAN	19-47
		tower antenna	19-44
		trace of aircraft and ship	19-5
		transit navigation system	19-56
		transponder	19-73

transponder (DME)	19-25	VLF receiving antenna	19-45
transponder reply efficiency	19-25	VOLSCAN system	19-79
tropospheric refraction correction	19-54	VOR airborne antenna	19-24
true airspeed resolver	19-103	VOR antenna	19-23
true altitude	19-6	VOR/DME	19-29
true course	19-5	VOR/DMET	19-29
true heading	19-5	VOR scanned array	19-24
true motion display	19-95	VORTAC	19-29
two stars navigation	19-102		

## U

underwater penetration	19-14
upper space of silence	19-28

## V

valley-span antenna	19-44
variable electronic bearing marker	19-95
variable range marker	19-95
velocity measurement of satellite system	19-56
vessel approach and bearing system	19-86
VHF omnidirection range (VOR)	19-22
visual flight rules (VFR)	19-72

## W

wandering interscan display	19-85
waveguide mode	19-23
weather avoidance	19-89
weather penetration	19-89
wideband microwave video data link	19-85
working region	19-18
working region for direction-measurement system	19-18
working region for hyperbolic navigation system	19-19
working region for range-measurement system	19-18